



Escola Politècnica Superior
d'Enginyeria de Vilanova i la Geltrú

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA



Escola Politècnica Superior
d'Enginyeria de Vilanova i la Geltrú

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TRABAJO FINAL DE GRADO

TÍTOL: Análisis, diseño estructural y construcción de un dron para la detección de minas antipersona.

AUTORS: SERRANO CORDERO CRISTIAN, PÉREZ CURUTCHET OMAR

COGNOMS:**NOM:****TITULACIÓ:****PLA:****DIRECTOR:****DEPARTAMENT:****COGNOMS:****NOM:****TITULACIÓ:****PLA:****DIRECTOR:****DEPARTAMENT:**

QUALIFICACIÓ DEL TFG

TRIBUNAL

PRESIDENT

SECRETARI

VOCAL

DATA DE LECTURA:

Aquest Projecte té en compte aspectes mediambientals: ☐ Sí ☐ No

RESUMEN

Este proyecto se basa en la construcción de un prototipo de un dron para intentar solventar el problema de desminado que está presente actualmente en muchos países afectados gravemente por temas bélicos de distinta índole. Para su construcción se realiza un análisis mecánico y estructural, el cual consta de su correspondiente cálculo analítico contrastado con una simulación de elementos finitos (FEM) mediante software CAD (NX Siemens), con la finalidad de determinar si el dron es viable para su construcción. Para la realización del estudio mecánico mediante elementos finitos se ha diseñado y modelado el prototipo del dron en 3D, incluyendo el equipamiento que simula el sistema georadar, el cual tiene un coste muy elevado, motivo por el cual se ha fabricado un objeto con las características de volumen y peso similares al equipamiento original.

El estudio mecánico se centra en diversos elementos estructurales del dron. Primeramente, se realizará la comprobación del módulo de Young proporcionado por el fabricante del frame a través de la deflexión generada por la fuerza de empuje del dron mediante un comparador analógico.

Seguidamente, se ha realizado un estudio aerodinámico mediante el Teorema de la Cantidad de movimiento para obtener la potencia mínima que deben disponer los motores para poder generar la fuerza necesaria para la elevación del hexacóptero. Una vez seleccionado el motor incorporado al prototipo se ha realizado otro estudio aerodinámico para verificar que dichos motores son válidos mediante el Teorema Elemento de Pala.

Otro punto importante del estudio mecánico es el estudio de los brazos solicitados a flexión debido a la fuerza de empuje que generan los motores del dron. Dicho estudio es contrastado con la simulación FEM para corroborar si el estudio analítico es correcto. Posteriormente se ha realizado un estudio mediante galgas extensiométricas para verificar los datos obtenidos analíticamente y mediante la simulación FEM.

Además, se ha realizado un estudio tensional del chasis del hexacóptero mediante un análisis teórico analítico. Debido a la complejidad de la estructura, el estudio tensional analítico se centra en una sección determinada. Las tensiones obtenidas en dicho análisis se corroboran mediante la simulación FEM en la misma sección de estudio para corroborar los datos obtenidos mediante dicha simulación. La concentración de

tensiones provoca que las tensiones obtenidas mediante simulación FEM en algunas zonas de sección variable o donde existen agujeros sean muy elevadas.

Por otra parte, se ha realizado el diseño y construcción del prototipo del sistema georadar y de su correspondiente fijación para su acoplamiento en el hexacóptero. Para la construcción de dicho equipamiento se ha tenido en cuenta el peso del mismo y sus dimensiones, las cuales han hecho necesario modificar el tren de aterrizaje del dron, teniendo en cuenta a su vez, las necesidades técnicas del sistema georadar para la obtención de datos fiables en el barrido de las zonas analizadas con dicho equipamiento.

Finalmente se realizó el acople de todos los componentes del dron, ya sean actuadores, controladores, elementos de envío y recibo de señal en la estructura intentando obtener el centro de masas del conjunto lo más centrado posible.

Paraules clau (màxim 10):

UAV	Hexacóptero	Georadar	Minas
Antipersona	Flexión	Frame	CC3D
FEM	NX		

ABSTRACT

This project is based on the construction of a drone prototype to try to solve the problem of mine clearance which is present in many countries severely affected by war issues. For its construction, a mechanical and structural analysis is done, which consists on the corresponding analytical calculation contrasted with a FEM simulation, in order to determine whether the drone is suitable to be built.

In order to carry out the mechanical study with finite elements, a prototype in 3D has been designed and modelled, including the equipment which simulates the GPR system that has a very high cost. For this reason, an object with the same features such as volume and weight has been produced, replicating the original equipment.

The mechanical study focuses on various structural elements of the drone. At first, the Young's module provided by the frame's manufacturer is checked through the deflection caused by the thrust of the motors with an analogue comparator.

Straightaway, an aerodynamic study has been performed using the "Teorema de la Cantidad de Movimiento" in order to obtain the minimum power which must have every engine to generate the necessary force for lifting the hexacopter. Once selected the engine, another aerodynamic study has been done using the "Teorema Del Elemento Pala" in order to check if all the engines are suitable for this project.

Another important point of the mechanical analysis is the study of each arm subjected to bending, caused by the force thrust of each motor. This study is contrasted with a FEM simulation in order to confirm if the analytic method is correct. Afterwards, strain gages were used to confirm if the analytic and FEM results were correct.

Moreover, a stress study of the frame has been done via an analytic method. As a consequence of the complexity of the frame, the analytic method was focused on a determinate section. As before, the results were contrasted with a FEM simulation in order to confirm if the analytic method were correct. The stress concentration causes some huge stress in places where there are holes.

Otherwise, a GPR prototype has been designed and modelled as well as the appropriated fixation. For its construction, the weight of the GPR and also the dimensions have been taken into account. Because of the dimensions, an important change was made in the landing gear considering the technical requirements of GPR system in order to obtain reliable data.

To conclude, the last process in the project was the assemblage of all components, including actuators, controllers, sending elements and signal receiving, in order to obtain the ensemble's center of mass as centered as possible.

Keywords (10 maximum):

UAV	Hexacopter	GPR	Mines
Antipersonal	Bending	Frame	CC3D
FEM	CAD		

APORTACIÓ INDIVIDUAL AL GRUP

Cristian Serrano Cordero:

- Estado del arte y búsqueda y documentación sobre drones:
 - Definición de un dron, historia y cómo se clasifican.
 - Que componentes son necesarios para realizar un vuelo.
 - Que tipos de movimientos realizan.
- Búsqueda y documentación sobre *Desminado Humanitario, Tipos de minas y Ground Penetrating Radar*.
- Estudio previo de qué tipo de configuración de componentes sería la más óptima y selección de la configuración de los componentes atendiendo a la finalidad del proyecto.
- Búsqueda de proveedores para el subministramiento de los componentes y material y montaje del hexacóptero.
- Diseño y construcción del prototipo del georadar.
 - Diseño en 3D (CAD) y 2D Drawing.
 - Fabricación del prototipo del georadar.
 - Acoplamiento de la fijación del georadar con el hexacóptero.
 - Modificación del tren de aterrizaje para elevar la altura del drone.
- Estudio y simulaciones FEM mediante NX Siemens 10 para ser corroborados con los valores analíticos.
 - Modelado y simulación FEM del brazo del drone solicitado a flexión.
 - Modelado y simulación FEM del chasis del drone.
 - Modelado y simulación FEM de las escuadras del dron.
- Diseño electrónico del drone:
 - Diseño del Hardware y el Software.
 - Programación de la controladora CC3D.
- Análisis del chasis del hexacóptero.
- Validación de los resultados obtenidos de los brazos mediante FEM y analíticamente mediante la utilización de galgas extensiométricas utilizando un amplificador y la instrumentación necesaria en los laboratorios para la obtención de la señal amplificada.
- Ayuda en el estudio dinámico y aerodinámico del hexacóptero.
- Realización de las conclusiones de los resultados obtenidos y mejoras de diseño Búsqueda del contacto de RCOcio para su ayuda a nivel electrónico.
- Contacto con el proveedor del chasis para la obtención de las propiedades mecánicas.

APORTACIÓ INDIVIDUAL AL GRUP

Omar Pérez Curutchet:

- Introducció.
- Determinació de los objetivos:
 - Académicos.
 - Sociales.
 - Diseño.
- Búsqueda y documentación sobre *Desminado Humanitario, Tipos de minas y Ground Penetrating Radar*.
- Aplicación del Teorema de Cantidad de movimiento para la determinación de la potencia necesaria para los diferentes tipos de vuelo.
- Confirmación de los motores seleccionados aplicando el Teorema del Elemento de Pala. Búsqueda de información sobre el perfil alar de la hélice para la aplicación de parámetros.
- Utilización de la les leyes de semejanza para extrapolar los resultados obtenidos basados en la altitud de Bogotá.
- Validación de las características ofrecidas por el fabricante (módulo de Young) mediante la medición de la deflexión del brazo con la utilización de un comparador.
- Estudio teórico analítico de los brazos del dron para la determinación de las diferentes tensiones que se producen bajo la sollicitación a flexión.
- Validación de dicho estudio mediante la utilización de galgas extensiométricas utilizando un amplificador y la instrumentación necesaria en los laboratorios para la obtención de la señal amplificada.
- Ayuda en estudio y simulaciones FEM mediante NX Siemens 10 para ser comparados con los valores analíticos.
- Realización de un pequeño estudio dinámico para averiguar distancia recorrida y tensiones generadas delante de fallidas de corta duración del control del dron aplicando el teorema de la energía.
- Análisis del chasis del hexacóptero.
- Brainstorming sobre colocación de los diferentes componentes electrónicos del dron.
- Realización de las conclusiones de los resultados obtenidos.

ÍNDICE

ÍNDICE DE VARIABLES	16
ÍNDICE DE FIGURAS.....	19
1. INTRODUCCIÓN.....	26
2. OBJETIVOS	27
2.1. Objetivos académicos.....	27
2.2. Objetivos sociales.....	28
2.3. Objetivos de diseño	31
3. ESTADO DEL ARTE	32
3.1. Proyecto Colibri	32
3.2. Mineos.....	33
3.3. Mine Maker Drone	33
3.4. Camcopter S-100 UAV	34
4. DRON (UAV – UNMANNED AERIAL VEHICLE)	35
4.1. ¿Qué es un UAV (Dron)?.....	35
4.2. Historia de los drones	35
4.3. Clasificación de los drones	37
4.3.1. En función del tipo de alas.....	37
4.3.2. Según el método de control	38
4.3.3. En función de su uso	38
4.4. Componentes de un dron	39
4.4.1. Estructura	39
4.4.2. Motores	39
4.4.3. ESC: Controlador de velocidad.....	40
4.4.4. Hélices.....	40
4.4.5. Control de vuelo	41
4.4.6. Radio receptor	41
4.4.7. Baterías	42
4.4.8. GPS y Brújula	42
4.4.9. Elementos adicionales:.....	42
4.5. Movimientos típicos de un dron	43
4.5.1. Roll	43
4.5.2. Yaw	43
4.5.3. Pitch	44
4.5.4. Throttle	44
4.6. Configuraciones de un dron.....	45

4.6.1.	Configuraciones básicas.....	45
4.6.2.	Configuraciones compuestas.....	48
4.7.	Aplicaciones	49
4.7.1.	Control de calidad del aire	49
4.7.2.	Aplicaciones cartográficas	49
4.7.3.	Extinción, prevención y control de incendios forestales	50
4.7.4.	Búsqueda de personas desaparecidas	51
4.7.5.	Uso comercial.....	51
4.7.6.	Detección de minas antipersona.....	52
5.	DESMINADO HUMANITARIO.....	53
5.1.	Introducción	53
5.2.	Composición y propiedades de una mina antipersona	53
5.3.	Tipos de minas	58
5.3.1.	Según su aplicación.....	58
5.3.2.	Según la acción que activa el dispositivo de fuego	58
5.3.3.	Según el efecto que produce	59
5.4.	Métodos de desminado de minas	60
5.4.1.	Desminado manual.....	60
5.4.2.	Perros y ratas rastreadores de minas	62
5.4.3.	Desminado mecánico	62
6.	GROUND PENETRATING RADAR (GPR).....	64
6.1.	Introducción	64
6.2.	Historia	65
6.3.	Aplicaciones	65
6.4.	Diseño del sistema de un Georadar (GPR).....	66
6.4.1.	Componentes y funcionamiento del GPR	66
7.	ESTUDIO PREVIO MOTORES	69
7.1.	Posibles configuraciones del hexacóptero	69
7.1.1.	Configuración 1	69
7.1.2.	Configuración 2	71
7.1.3.	Configuración 3	73
7.1.4.	Conclusiones de las configuraciones.....	75
8.	ESTUDIO MECÁNICO	78
8.1.	Introducción	78
8.2.	Estudio aerodinámico para la selección de motores	79
8.2.1.	Cálculo de la potencia requerida según la TCM.....	79
8.2.1.1.	Potencia en vuelo a punto fijo.....	81
8.2.1.2.	Potencia en vuelo axial ascendente.....	86

8.2.1.2.1.	Salto de presiones en el rotor	87
8.2.1.3.	Potencia en vuelo axial descendente.....	91
8.2.1.4.	Potencia en vuelo de avance	95
8.3.	Comprobación de la validez de los motores seleccionados	101
8.3.1.	Teoría del Elemento de Pala	101
8.3.1.1.	Modelo de estudio de la TEP	101
8.3.1.1.1.	Terminología perfiles alares.....	102
8.3.1.1.2.	Estudio de la potencia necesaria según la TEP para vuelo a punto fijo .	103
8.4.	Leyes de semejanza	116
8.4.1.	Cálculo de la potencia en los ensayos	116
8.4.1.1.	Vuelo en punto fijo mediante TEP	117
8.4.1.2.	Vuelo axial ascendente mediante TCM	119
8.4.1.3.	Vuelo axial descendente mediante TCM	120
8.5.	Cálculo de la autonomía del hexacoptero	121
8.6.	Análisis estructural del dron.....	123
8.6.1.	Propiedades de la fibra de carbono	123
8.6.1.1.	Cálculo aproximado del módulo de Young de la fibra de carbono.	127
8.6.1.2.	Comprobación del módulo de Young proporcionado por el fabricante	129
8.6.2.	Estudio teórico analítico.....	134
8.6.2.1.	Estudio a flexión del brazo del dron. Ley de Momentos Flectores.	134
8.6.2.1.1.	Distribución de tensiones normales debido al momento flector	136
8.6.2.2.	Ley de Esfuerzos Cortantes.....	137
8.6.2.3.	Cálculo de la tensión cortante máxima	138
8.6.2.4.	Determinación del punto crítico.	143
8.6.2.5.	Cálculo de la deflexión del brazo	144
8.6.2.6.	Estudio de tensiones del cuerpo estructural del dron.....	146
8.6.3.	Estudio mediante herramienta de CAD.....	153
8.6.3.1.	Estudio a flexión de los brazos	153
8.6.3.1.1.	Procedimiento para la correcta simulación del estado tensional del tubo del brazo del hexacóptero.....	153
8.6.3.1.2.	Resultados obtenidos mediante simulación FEM	157
8.6.3.1.2.1.	Tensiones obtenidas en el eje longitudinal del brazo, eje X	157
8.6.3.1.2.2.	Tensiones cortantes obtenidas en el plano perpendicular al brazo, plano Y dirección Z	158
8.6.3.1.2.3.	Tensiones Von Mises.....	160
8.6.3.1.2.4.	Deflexión vertical del brazo, eje Y	161
8.6.3.2.	Estudio de tensiones del chasis del hexacóptero.....	162

8.6.3.2.1.	Procedimiento para la correcta simulación del estado tensional del chasis del hexacóptero	162
8.9.3.2.1.1.	Fuerzas y restricciones del chasis inferior.....	163
8.9.3.2.1.2.	Fuerzas y restricciones del chasis superior	164
8.9.3.2.2.	Placa inferior de la estructura	164
8.9.3.2.2.1.	Tensión en el eje longitudinal x.....	164
8.9.3.2.2.2.	Tensiones cortantes obtenidas mediante CAD, placa inferior.....	166
8.9.3.2.2.3.	Tensión en el eje longitudinal x en la segunda simulación FEM	169
8.9.3.2.2.4.	Tensiones cortantes obtenidas mediante la segunda simulación FEM, placa inferior	170
8.9.3.2.3.	Placa superior de la estructura	172
8.9.3.2.3.1.	Tensión en el eje longitudinal x.....	172
8.9.3.2.3.2.	Tensiones cortantes obtenidas mediante CAD, placa superior	174
8.6.3.3.	Estudio de tensiones de la escuadra nerviada.....	177
8.6.3.3.1.	Procedimiento para la correcta simulación del estado tensional de las escuadras nerviadas.	177
8.6.3.3.2.	Resultados obtenidos mediante la simulación FEM	178
8.6.3.3.2.1.	Deflexión en el eje Z.....	178
8.6.3.3.2.2.	Tensión XX, YY y ZZ.....	178
8.6.3.3.2.3.	Tensión XY, YZ y ZX.....	180
8.6.3.3.2.4.	Tensión de Von Mises	182
8.6.4.	Estudio mediante galgas extensiométricas	183
8.6.4.1.	Principios físicos y funcionamiento de una galga extensiométrica	183
8.6.4.2.	Acondicionamiento de las galgas extensiométricas y conexionado	185
8.6.4.3.	Procedimiento empírico para la obtención de la deformación mediante galgas extensiométricas	189
8.7.	Análisis dinámico del dron	205
8.7.1.	Planteamiento inicial.....	205
8.7.2.	Distancia recorrida en caída libre en función del tiempo de falla	205
8.7.3.	Cálculo de tensiones soportadas por el dron debido a los esfuerzos generados por la pérdida de control.....	210
8.7.3.1.	Nuevas distribuciones de tensiones normales debido al momento flector	211
8.7.3.2.	Nuevas distribuciones de tensiones cortantes debido al momento flector	211
8.7.3.3.	Nueva deflexión del brazo	212
9.	DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO	213
9.1.	Diseño en CAD	213

9.1.1.	Modelado de la estructura del dron.....	213
9.1.2.	Modelado del prototipo del sistema georadar	219
9.1.3.	Modelado de la fijación del sistema georadar	223
9.2.	Montaje del hexacóptero.....	228
9.2.1.	Identificación de los componentes	228
9.2.2.	Elección de las herramientas necesarias.....	230
9.2.3.	Inicio del ensamblaje	231
9.2.3.1.	Fijación de los anclajes de los brazos laterales	231
9.2.3.2.	Ensamblaje del tren de aterrizaje.....	232
9.2.3.3.	Fijación de los brazos laterales.....	233
9.2.3.4.	Modificación de la placa inferior del chasis.	235
9.2.3.5.	Soldadura de los cables para los motores	236
9.2.3.6.	Soldadura de los conectores T-Dean a los ESC	237
9.2.3.7.	Soldadura de los conectores XT-90 a la batería y a la PDB.....	238
9.2.3.8.	Fijación de las ESC	239
9.2.3.9.	Fijación de la placa de distribución de potencia (PDB)	240
9.2.3.10.	Fijación de la estructura superior	241
9.2.3.11.	Fijación de la controladora de vuelo CC3D y el receptor del mando RC.	242
9.2.3.12.	Fijación de los motores a la placa de fibra de carbono	243
9.2.3.13.	Conexión de los motores con los variadores de velocidad (ESC).	245
9.2.3.14.	Señalización del sentido del giro en cada brazo del motor y ESC.	246
9.2.3.15.	Fijación de las hélices en los motores.	246
9.3	Construcción y montaje del sistema georadar	248
9.4	Fijación del georadar con el hexacóptero	255
9.5	Modificación del tren de aterrizaje del georadar	261
9.6	Cálculo de los pesos a aplicar en el prototipo georadar.....	264
10.	DISEÑO ELECTRÓNICO	266
10.1.	Introducción	266
10.2.	Diseño del hardware	266
10.2.1.	Selección de los motores	266
10.2.2.	Selección de los variadores de velocidad (ESC)	268
10.2.3.	Selección de la batería.....	268
10.2.4.	Selección de la controladora de vuelo.....	270
10.2.5.	Selección del radio control remoto	271
10.3.	Diseño del Software	272
10.3.1.	Control del movimiento del hexacóptero	272
10.3.2.	Diseño del PID	272

10.3.3.	Diagrama de bloques de energia	276
10.3.4.	Diagrama de bloques de señal.....	277
10.3.5.	Programación del hexacóptero mediante LibrePilot	279
10.3.5.1.	Programación de la controladora CC3D	279
10.3.5.2.	Estabilización del hexacóptero	283
10.3.5.3.	Programación de las ESC	284
10.3.5.4.	Programación de los motores	284
10.3.5.5.	Selección del frame del hexacóptero.....	285
10.3.5.6.	Sincronización del mando radiocontrol	286
10.3.5.7.	Sincronización de los movimientos del hexacóptero con el mando radio control	287
10.3.5.8.	Configuración de los modos de vuelo y los parámetros de vuelo..	289
11.	ENSAYOS CON EL PROTOTIPO	292
11.1.	Introducción	292
11.2.	Ensayo 1: Hexacóptero sin el acoplamiento del georadar.....	292
11.3.	Conclusiones.....	293
12.	MEJORAS DE DISEÑO	294
	Mejoras mecánicas	294
	Mejoras electrónicas	294
13.	PRESUPUESTO FINAL	296
13.1.	Coste de material	296
13.2.	Coste humano.....	297
13.3.	Coste total.....	298
14.	CONCLUSIONES.....	299
15.	BIBLIOGRAFÍA Y WEB GRAFÍA.....	301
15.1.	Bibliografía	301
15.2.	Web grafía	301

ÍNDICE DE VARIABLES

$$\rho = \text{densidad de un fluido.} \quad \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$$

$$\rho(h) = \text{densidad a una altura determinada.} \quad \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$$

$$\rho_0 = \text{densidad a nivel del mar.} \quad \left[\frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} \right]$$

$$T_0 = \text{temperatura a nivel del mar.} \quad [\text{K}]$$

$$\lambda = \text{gradiente térmico} = 6,5 \cdot 10^3 \quad \left[\frac{\text{K}}{\text{m}} \right]$$

$$R' = \text{constante de los gases perfectos para el aire} = 287 \quad \left[\frac{\text{J}}{\text{kg}} \cdot \text{K} \right]$$

$$g = \text{gravedad a nivel del mar} = 9,81 \quad \left[\frac{\text{m}}{\text{s}^2} \right]$$

$$\dot{m} = \text{caudal másico de fluido.} \quad \left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$$

$$S = \text{Superficie.} \quad [\text{m}^2]$$

$$v_z = \text{velocidad axial en dirección Z.} \quad \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

$$v_i = \text{velocidad inducida al fluido.} \quad \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

$$v_{i0} = \text{velocidad inducida en vuelo a punto fijo al fluido.} \quad \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

$$p = \text{presión del fluido en un punto determinado.} [\text{Pa}]$$

$$v_{i2} = \text{velocidad inducida al fluido en la sección 2.} \quad \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

$$E = \text{energía} [\text{J}]$$

$$T = \text{Fuerza.} \quad [\text{N}]$$

$$\sigma_{x,y} = \text{Tensión evaluada a una distancia X y en un radio comprendido entre el radio interior y exterior.} \quad [\text{MPa} = \text{N/mm}^2]$$

$$M(x) = \text{Momento flexor según la distancia X del punto de aplicación.} \quad [\text{N} \cdot \text{m}]$$

$$I_z = \text{Momento de Inercia respecto al eje Z.} \quad [\text{mm}^4]$$

$$A = S = \text{Área.} \quad [\text{m}^2]$$

y = Distancia desde el centro del tubo al exterior del tubo. [mm]

V_{a-ar} = Esfuerzo cortante en una sección determinada. [N]

τ = Cortante máxima. [MPa = N/mm²]

σ_{VM} = Tensión de Von Mises. [MPa]

δ_y = Deflexión en el eje Y. [mm]

E = Módulo de Young. [GPa]

ε = Deformación unitaria. [Adimensional]

Δl = Incremento de longitud. [m]

FG = Factor de galga. [Adimensional]

S = Sensibilidad. [Adimensional]

π = Número Pi = 3,1415 [Adimensional]

K = coeficiente de corrección de potencia inducida = 1,15. [Adimensional]

c_l = coeficiente de sustentación. [Adimensional]

c_d = coeficiente de resistencia. [Adimensional]

α = ángulo de ataque de la sección. [grados °]

Re = Número de Reynolds [Adimensional]

D = Diámetro característico de la hélice.

μ = viscosidad dinámica del fluido. [Pa · s]

ω = velocidad de rotación del motor. $\left[\frac{\text{rad}}{\text{s}}\right]$

θ = ángulo de torsión. [rad]

Φ = ángulo de ataque inducido. [rad]

b = número de palas de las hélices. [Adimensional]

$c(x)$ = longitud de la cuerda en función de la sección estudiada. [Adimensional]

C_T = coeficiente de tracción. [Adimensional]

C_{pio} = coeficiente de potencia inducida en vuelo a punto fijo. [Adimensional]

C_{p0} = coeficiente de potencia parásita. [Adimensional]

λ_{i0} = coeficiente de velocidad inducida. [Adimensional]

P_{id} = Potencia ideal. [W]

P_0 = Potencia parásita. [W]

P_2 = potencia estudiada en el lugar de ensayo. [W].

P = Potencia. [W]

$R = \text{Resistencia eléctrica} \quad [\Omega]$

$V = \text{Voltaje eléctrico} \quad [V]$

$v_o = \text{Tensión de salida del puente de Wheatstone.} \quad [V]$

$i_{av} = \text{Intensidad en vuelo de avance horizontal.} \quad [A]$

$I = \text{Intensidad electrónica.} \quad [A]$

$i_{io} = \text{Intensidad en vuelo a punto fijo.} \quad [A]$

$i_i = \text{Intensidad en vuelo axial ascendente.} \quad [A]$

$\eta = \text{Coeficiente de seguridad.} \quad [\text{Adimensional}]$

$C_r = \text{Capacidad requerida para las baterías.} \quad [mAh]$

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Concentració de mines antipersona en Bosnia.	28
Figura 2. Persona realitzant tasques de detecció de mines antipersona.....	29
Figura 3. Distribució de les mines en el territori colombià.....	30
Figura 4. Prototip del projecte Colibri.	32
Figura 5. Prototip del projecte Mineos.....	33
Figura 6. Prototip del projecte Mine Maker Drone	33
Figura 7. Dron de la Corporació Schiebel (CAMCOPTER S-100 UAV).	34
Figura 8. Característiques del UAV Queen Bee.	36
Figura 9 Prototip Curtiss N2C-2.	36
Figura 10. Dron de Alas Fijas.....	37
Figura 11. Dron multirrotor.	37
Figura 12. Estructura (frame) de un dron.	39
Figura 13. Motor de un dron.....	39
Figura 14. Controlador de Velocitat Electrònics (ESC).....	40
Figura 15. Hélices de un multirrotor.	40
Figura 16. Controlador de vuelo.....	41
Figura 17. Radio receptor de un dron.	41
Figura 18. Bateria de un dron	42
Figura 19. Càmera autoajustable (Gimball).....	42
Figura 20. Pantalla per a la visualització del vol del dron.	43
Figura 21. Moviment de inclinació cap a la dreta/esquerra d'un dron (Roll).....	43
Figura 22. Moviment de rotació d'un dron respecte l'eix central (Yaw)	44
Figura 23. Moviment de inclinació cap a endavant/darrere d'un dron (Pitch).	44
Figura 24. Distribució de les motors en forma de + en un quadricòpter.....	45
Figura 25. Distribució de les motors en forma de creu en un quadricòpter	46
Figura 26. Distribució de les motors en un Hexacòpter V/X	46
Figura 27. Distribució de les motors en un Hexacòpter I	47
Figura 28. Distribució de les motors en un Octocòpter V/X	47
Figura 29. Distribució de les motors en un Octocòpter I	48
Figura 30. Sonda de Ozono VAISALA i Dual Beam Ozone Monitor per al control de la qualitat de l'aire.....	49
Figura 31. Cartografia realitzada amb un dron.....	50
Figura 32. Imatge de la càmera tèrmica d'un dron de prevenció d'incendis.....	50
Figura 33. Detecció de persones desaparegides mitjançant drons.	51
Figura 34. Dron Amazon per a ús comercial.	51
Figura 35. Dron capaç de detectar mines antipersona (Mineos)	52
Figura 36. Mina antipersonal.....	53
Figura 37. Composició principal d'una mina antipersonal.	54
Figura 38. Components d'una mina antipersonal	55
Figura 39. Croquis i especificacions d'una mina antipersonal d'iniciació per pressió.	56
Figura 40. Croquis i especificacions d'una mina antipersonal d'iniciació per tracció.	56
Figura 41. Desminado manual d'una mina antipersona.	60
Figura 42. Sonda per a la detecció de mines.	61
Figura 43. Detector de metalls per al desminado humanitari.	61
Figura 44. Rata realitzant rastreig de mines	62
Figura 45. Bozena 4, dispositiu per al desminado mecànic.	63
Figura 46. Estructura d'un sistema GPR.....	67
Figura 47. Diagrama de blocs d'un GPR genèric.....	67
Figura 48. Primera configuració de hexacòpter.....	70

Figura 49. Presupuesto configuración 1 hexacóptero	71
Figura 50. Configuración 2 del drone.	72
Figura 51. Resultados obtenidos mediante software con la configuración 2.	73
Figura 52. Presupuesto de la configuración 2.	73
Figura 53. Resultados de la configuración 3.	74
Figura 54. Presupuesto de la configuración 3.	75
Figura 55. Presupuesto de configuración inicial	77
Figura 56. Volumen de control del fluido al paso por el rotor	80
Figura 57. Potencia requerida ideal en función de la altitud	85
Figura 58. Volumen de control y variaciones de velocidad y presión en vuelo axial ascendente	86
Figura 59. Modelo matemático vuelo axial ascendente	88
Figura 60. Velocidad inducida axial ascendente en función de la velocidad de ascenso.	89
Figura 61. Potencia requerida ideal en función de la velocidad de ascenso	90
Figura 62. Modelo matemático vuelo vertical ascendente	91
Figura 63. Modelo matemático vuelo en punto fijo	92
Figura 64. Modelo matemático de anillos turbillonarios o de vórtices.	92
Figura 65. Modelo matemático de autorrotación.	92
Figura 66. Modelo matemático de estela turbillonaria	93
Figura 67. Modelo matemático de molinete frenante	93
Figura 68. Regímenes de vuelo donde la TCM no da resultados válidos	94
Figura 69. Potencia requerida ideal en función de la velocidad de descenso	95
Figura 70. Potencia ideal requerida en función de la velocidad de traslación	98
Figura 71. Potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida (caso a)	99
Figura 72. Potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida (caso b)	99
Figura 73. Potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida (caso c)	100
Figura 74. Variables a tener en cuenta en la TEP	101
Figura 75. Terminología de perfiles de hélices	102
Figura 76. Perfil de ala de la hélice NACA 23015	103
Figura 77. Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque	105
Figura 78. Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque	106
Figura 79. Relación entre coeficientes aerodinámicos	107
Figura 80. Fuerzas aerodinámicas y triángulo de velocidades.	108
Figura 81. Coeficiente de tracción en función de la velocidad angular	111
Figura 82. Coeficiente de potencia inducida en función de la velocidad angular	111
Figura 83. Valor del paso colectivo en función de la velocidad de giro	113
Figura 84. Coeficiente de velocidad inducida en función de la velocidad angular	113
Figura 85. Variación del coeficiente de potencia parásita en función de la velocidad angular	114
Figura 86. Potencia inducida en función de la velocidad angular	115
Figura 87. Comparativa de potencia inducida en función de la velocidad angular en diversos lugares de ensayo	118
Figura 88. Potencias requeridas en diversos lugares de ensayo en función de la velocidad de ascenso	119
Figura 89. Potencia requerida en función de la velocidad de ensayo	120
Figura 90. Ordenación de los átomos de carbono	124
Figura 91. Propiedades de las fibras obtenidas a partir de PAN.	125
Figura 92. Propiedades de las fibras obtenidas a partir de PITCH	126
Figura 93. Deformación de la fibra de carbono.	128
Figura 94. Comparador	129
Figura 95. Divisiones del comparador	130
Figura 96. Montaje del comparador sin carga	131
Figura 97. Medición con la carga aplicada	131
Figura 98. Estado de sollicitación del brazo del hexacóptero	134

Figura 99. Convenio de signos de la Ley de Momentos Flectores.	135
Figura 100. Diagrama de Momento Flector.	135
Figura 101. Distribución de tensiones.	137
Figura 102. Convenio de signos para la Ley de Esfuerzos Cortantes	137
Figura 103. Diagrama de Esfuerzos Cortantes.	138
Figura 104. Elemento diferencial en el cálculo de la tensión cortante máximo.	139
Figura 105. Solicitación del elemento diferencial.	139
Figura 106. Equilibrio de tensiones en el elemento diferencial.	139
Figura 107. Diferencial de área del tubo.	140
Figura 108. Punto crítico.	143
Figura 109. Viga solicitada a flexión para el cálculo de la deflexión.	144
Figura 110. Cuadrante de estudio de la estructura.	147
Figura 111. Esquema de fuerzas del eje.	147
Figura 112. Esquema de fuerzas en el brazo del drone.	148
Figura 113. Esquema simplificado del cuarto de estructura en el plano XY	149
Figura 114. Esquema de la estructura para el estudio de momentos flectores.	150
Figura 115. Sección más afectada por el momento flector.	151
Figura 116. Área transversal al eje longitudinal X.	151
Figura 117. Modelado del tubo para la simulación FEM.	153
Figura 118. Distancia del tubo a modelar para la simulación FEM.	153
Figura 119. Propiedades de la fibra de carbono obtenidas mediante ANSYS.	154
Figura 120. Propiedades del material Fibra de Carbono.	154
Figura 121. Pasos a seguir para iniciar la simulación FEM.	155
Figura 122. Pasos a seguir para crear correctamente los archivos de simulación y FEM.	155
Figura 123. Mallado 1 mm en el tubo del drone.	156
Figura 124. Restricciones y fuerzas actuantes en el tubo del dron.	156
Figura 125. Tensión en el eje X.	157
Figura 126. Tensiones cortantes en el plano YZ.	158
Figura 127. Tensiones cortantes en el plano YZ con mallado fino.	159
Figura 128. Tensión de Von Mises del brazo del hexacóptero.	160
Figura 129. Deflexión vertical, eje Y.	161
Figura 130. Modelado del chasis del hexacóptero.	162
Figura 131. Fuerzas actuantes en el chasis inferior.	163
Figura 132. Tensión media en el eje X debido al momento flector.	164
Figura 133. Tensión media en el eje x debido al momento flector detallada.	165
Figura 134. Tensiones cortantes plano X, dirección Y, placa inferior.	166
Figura 135. Tensiones cortantes plano Y, dirección Z, placa inferior.	167
Figura 136. Tensiones cortantes plano Z, dirección X, placa inferior.	167
Figura 137. Tensión XX del chasis del hexacóptero en la segunda simulación FEM.	169
Figura 138. Tensiones cortantes plano X, dirección Y, placa inferior.	170
Figura 139. Tensiones cortantes plano Y, dirección Z, placa inferior.	170
Figura 140. Tensiones cortantes plano Z, dirección X, placa inferior.	171
Figura 141. Elemento nodal en medio de la sección estudiada en el caso analítico.	172
Figura 142. Elemento nodal en medio de la sección estudiada en el caso analítico de forma detallada.	172
Figura 143. Tensión en el eje longitudinal X, placa superior.	173
Figura 144. Tensiones cortantes plano X, dirección, placa superior.	174
Figura 145. Tensiones cortantes plano Y, dirección, placa superior.	174
Figura 146. Tensiones cortantes en el plano Z, dirección X, placa superior.	175
Figura 147. Variación de las tensiones en la placa superior e inferior en la primera simulación FEM.	176
Figura 148. Propiedades mecánicas del acero 1008-HR.	177
Figura 149. Restricciones y fuerzas aplicadas en la Simulación.	177
Figura 150. Deflexión en el eje Z.	178

Figura 151. Tensión XX de la escuadra nerviada.....	178
Figura 152. Tensión YY de la escuadra nerviada.....	179
Figura 153. Tensión ZZ de la escuadra nerviada.	179
Figura 154. Tensión XY de la escuadra nerviada.....	180
Figura 155. Tensión YZ de la escuadra nerviada.	181
Figura 156. Tensión ZX en la escuadra nerviada.	181
Figura 157. Tensión de Von Mises.....	182
Figura 158. Alargamiento y cambio de sección del tubo.	183
Figura 159. Puente de Wheatstone.....	185
Figura 160. Conexión a cuarto de puente.	186
Figura 161. Conexión a medio puente.	187
Figura 162. Conexión a puente entero.	188
Figura 163. Fuente de tensión continua FESTO DIDACTIC 150563.....	189
Figura 164. Generador de funciones.....	190
Figura 165. Osciloscopio Agilent Technologies.....	190
Figura 166. Amplificador instrumental con sus características técnicas.	191
Figura 167. Configuración de la fuente de tensión.	191
Figura 168. Configuración del generador de funciones.	192
Figura 169. Conexión del amplificador FESTO.	192
Figura 170. Voltajes de pico a pico de la señal de entrada y de salida.	193
Figura 171. Adhesión de la galga extensiométrica al brazo del dron.....	194
Figura 172. Fijación de la galga con el conexionado.....	195
Figura 173. Montaje del medio puente de Wheatstone.	195
Figura 174. Garrafa utilizada para la simulación.	196
Figura 175. Montaje de simulación de la deformación del brazo.	196
Figura 176. Montaje del medio puente de Wheatstone con la carga aplicada.	197
Figura 177. Montaje de resistencias en paralelo.	197
Figura 178. Montaje de resistencias en paralelo con el potenciómetro.	198
Figura 179. Valor resistivo de la primera resistencia equivalente.....	198
Figura 180. Valor resistivo de la segunda resistencia equivalente	199
Figura 181. Señal de salida y entrada con la carga aplicada en el brazo.	199
Figura 182. Valor máximo y mínimo de la señal de salida.	200
Figura 183. Tensión máxima en la sección donde está colocada la galga	201
Figura 184. Valor de la resistencia nominal de la galga.	202
Figura 185. Valor de la resistencia a tracción de la galga con una carga de 2.5 kg. .	203
Figura 186. Esquema de variación de energía del dron.	205
Figura 187. Desplazamiento en caída libre en función del tiempo de pérdida de control.	209
Figura 188. Desplazamiento en función del tiempo en revertir la situación de falla.	209
Figura 189. Desplazamiento total desde la falla hasta la estabilización.....	210
Figura 190. Comparación del chasis original con el modelado.....	213
Figura 191. Modelado del brazo longitudinal.....	214
Figura 192. Modelado del brazo diagonal.	214
Figura 193. Modelado final de los anclajes del motor.....	215
Figura 194. Proceso de modelado de los anclajes de los motores.....	215
Figura 195. Modelado de la placa de fibra de carbono.....	216
Figura 196. Elementos del tren de aterrizaje.....	216
Figura 197. Distribución de los anclajes en el chasis del hexacóptero.	216
Figura 198. Ensamblaje del tren de aterrizaje.	217
Figura 199. Ensamblaje de la estructura superior del hexacóptero.....	217
Figura 200. Ensamblaje de los ejes de 10 mm situados en la parte inferior del chasis.	218
Figura 201. Modelado final del hexacóptero.	219
Figura 202. Características del sistema georadar.	220

Figura 203. Partes y materiales de la parte inferior de la caja del prototipo del georadar.	221
Figura 204. Partes y materiales de la parte superior de la caja del prototipo del georadar.	221
Figura 205. Ensamblaje de la parte inferior y superior del prototipo del georadar.	222
Figura 206. Peso del ensamblaje del prototipo del sistema georadar.	222
Figura 207. Modelado de las escuadras nerviadas.	223
Figura 208. Modelado de las pletinas fijadoras.	224
Figura 209. Ensamblaje de la fijación del georadar con el hexacóptero.	224
Figura 210. Ensamblaje del hexacóptero con el prototipo del sistema georadar.	225
Figura 211. Espacio entre las escuadras nerviadas y el prototipo del sistema georadar.	226
Figura 212. Modelado de la placa fijadora del georadar con el hexacóptero.	226
Figura 213. Ensamblaje final del hexacóptero con el sistema georadar.	227
Figura 214. Componentes principales del hexacóptero.	228
Figura 215. Soporte del motor y placa de fibra de carbono con su correspondiente tornillería.	229
Figura 216. Anclajes de los ejes de 10 mm y T para el tren de aterrizaje.	229
Figura 217. Anclajes para los brazos del hexacóptero.	229
Figura 218. Herramientas necesarias para el montaje del hexacóptero.	230
Figura 219. Herramientas necesarias para el montaje del hexacóptero.	230
Figura 220. Tornillos que deben ser extraídos.	231
Figura 221. Distribución de los agujeros a utilizar para los anclajes en forma de puente y los cilíndricos metálicos.	231
Figura 222. Ensamblaje de los anclajes de los brazos longitudinales.	232
Figura 223. Componentes necesarios para el montaje del tren de aterrizaje.	232
Figura 224. Ensamblaje del tren de aterrizaje.	233
Figura 225. Brazo diagonal con su correspondiente tornillería.	233
Figura 226. Distribución de los agujeros a utilizar para fijar los brazos diagonales.	234
Figura 227. Ensamblaje de los brazos diagonales.	234
Figura 228. Distribución de los orificios para los anclajes de la PDB.	235
Figura 229. Accesibilidad para el conexionado en el chasis del hexacóptero.	236
Figura 230. Identificación de los colores del cableado de los motores.	236
Figura 231. Cables para la conexión de los motores con las ESC.	237
Figura 232. Identificación de los colores de los cables de las ESC.	237
Figura 233. Soldadura de los conectores T-Dean en las ESC.	238
Figura 234. Conectores XT90 en la batería y en la PDB.	238
Figura 235. Distribución de la colocación de las ESC en el chasis del hexacóptero.	239
Figura 236. Cinta de doble cara para la fijación de las ESC.	239
Figura 237. Fijación de las ESC en el chasis del hexacóptero.	240
Figura 238. Fijación de la placa de distribución de potencia (PDB).	240
Figura 239. Distribución de los agujeros a utilizar para la fijación de la estructura superior.	241
Figura 240. Fijación de la estructura superior en el chasis del hexacóptero.	241
Figura 241. Fijación de la base anti vibración de la controladora de vuelo.	242
Figura 242. Fijación de la controladora de vuelo en la base anti vibración.	242
Figura 243. Fijación del receptor del RC.	243
Figura 244. Fijación del motor en la placa de fibra de carbono.	243
Figura 245. Fijación del adaptador de las hélices en el motor.	244
Figura 246. Modificación del soporte del motor y ensamblaje del motor en su correspondiente soporte.	244
Figura 247. Conexionado de los motores con los variadores de velocidad.	245
Figura 248. Señalización de los brazos y las ESC.	246
Figura 249. Fijación de las hélices en el hexacóptero.	247
Figura 250. Adaptador de las hélices.	247

Figura 251. Tipos de madera a utilizar con su correspondiente dimensión.	248
Figura 252. Herramientas necesarias para el montaje del prototipo del sistema georadar.	249
Figura 253. Fijación de los sargentos a la mesa de trabajo.....	250
Figura 254. Listones elaborados para la construcción de la parte inferior del prototipo del georadar.	250
Figura 255. Fijación de los listones de balsa con el de contrachapado.	251
Figura 256. Ensamblaje de la parte inferior del prototipo del sistema georadar.	251
Figura 257. Distancia entre el segundo nivel y el primer nivel del prototipo del georadar.	252
Figura 258. Fijación de la parte superior del prototipo del sistema georadar.....	252
Figura 259. Distancia entre el segundo nivel y el tercer nivel del prototipo del georadar.	253
Figura 260. Ensamblaje de la parte superior del prototipo del georadar.....	253
Figura 261. Ensamblaje de la parte inferior con la parte superior del prototipo del sistema georadar.	254
Figura 262. Cierre del prototipo georadar.	254
Figura 263. Ubicación de la fijación del prototipo del sistema georadar.	255
Figura 264. Manetas del sistema georadar MALA GX750 HDR.....	255
Figura 265. Componentes necesarios para elaborar la fijación del prototipo del georadar con el hexacóptero.	256
Figura 266. Orificios para los anclajes de la pletina de acero.....	256
Figura 267. Fijación de la arandela con la escuadra nerviada.....	257
Figura 268. Fijación de las estructuras nerviadas en los ejes del hexacóptero.	257
Figura 269. Zona disponible para la fijación de la placa del prototipo del georadar...	258
Figura 270. Ubicación de los taladros a realizar en la placa del prototipo del georadar.	258
Figura 271. Fijación de la placa en el prototipo del sistema georadar.	259
Figura 272. Fijación de las escuadras en el prototipo.	259
Figura 273. Protección de goma EVA para las esquinas del prototipo del georadar.	260
Figura 274. Primera opción de diseño para la elevación del hexacóptero.....	261
Figura 275. Opción definitiva para la elevación del hexacóptero.....	262
Figura 276. Adhesivos para la fijación de los racores con las ventosas Bilsing.....	262
Figura 277. Ensamblaje de los racores con las ventosas en el hexacóptero.....	263
Figura 278. Peso del prototipo sin el peso aplicado.	264
Figura 279. Bloques de peso para aplicar al prototipo del georadar.....	264
Figura 280. Peso total con los bloques de peso.	265
Figura 281. Características del motor EMP N3548.	267
Figura 282. Dimensiones del motor EMP N3548.	267
Figura 283. Variador HobbyWing 60 A.....	268
Figura 284. Características técnicas del variador ESC HobbyWing 60A.....	268
Figura 285. Características técnicas de la batería XTROM 5000mAh.....	269
Figura 286. Cargador de baterías.	269
Figura 287. Batería XTROM 5000mAh.	270
Figura 288. Características técnicas de la controladora CC3D.	270
Figura 289 Controladora CC3D.	270
Figura 290. Mando Radio Control FlySky FS-i6.	271
Figura 291 Características del mando radio control Fly Sky FS-i6.	271
Figura 292. Diagrama de bloques del diseño PID.	272
Figura 293. Diagrama de bloques de un sistema PID para un hexacóptero.	275
Figura 294. Diagrama de bloques de Energía.	276
Figura 295. Diagrama de bloques de señal.....	277
Figura 296. Diagrama de bloques de señal y energía.	278
Figura 297. Ventana de navegación del software LibrePilot.	279
Figura 298. Ventana de configuración de LibrePilot.....	280

Figura 299. Identificación y actualización de la placa CC3D.	280
Figura 300. Configuración de la señal de entrada y salida de la controladora CC3D.	281
Figura 301. Selección del tipo de multicoptero en la controladora CC3D.	281
Figura 302. Resumen de la configuración realizada en la controladora CC3D.	282
Figura 303. Calibración de los ejes del hexacóptero.	283
Figura 304. Sonidos procedentes de los ESC.	284
Figura 305. Calibración de los motores.	284
Figura 306. Selección del tipo del frame del hexacóptero.	285
Figura 307. Procedimiento para guardar las configuraciones de la CC3D.	285
Figura 308. Zona donde conectar el adaptador Bind.	286
Figura 309. Sincronización del mando RC con el receptor RC.	286
Figura 310. Selección del tipo de modo del mando RC.	287
Figura 311. Sincronización de los movimientos de los sticks del mando RC.	287
Figura 312. Sincronización de las posiciones centrales de los sticks del mando RC.	288
Figura 313. Valores mínimos de la configuración de los motores.	289
Figura 314. Asignación de los números de canales en la controladora CC3D.	289
Figura 315. Configuración de los modos de vuelo de la CC3D.	290
Figura 316. Activación del modo Avanzado.	291
Figura 317. Modificación de los parámetros de la controladora CC3D.	291
Figura 318. Modificación del tren de aterrizaje.	293
Figura 319. Coste material del proyecto.	297
Figura 320. Coste humano del proyecto.	297
Figura 321. Coste total del proyecto excluyendo el georadar.	298
Figura 322. Coste total, incluyendo el sistema georadar.	298

1. INTRODUCCIÓN

El campo de la ingeniería está directamente relacionado con los avances tecnológicos que continuamente se desarrollan para intentar solventar o resolver diferentes problemáticas en diferentes ámbitos: social, económico, militar, etc.

En esta última década se han ido incorporando en muchos ámbitos de uso civil la utilización de vehículos no tripulados. Las aplicaciones donde se emplean este tipo de vehículos son muy dispersas: control de calidad del aire, cartográficas, hidrológicas, extinción de incendios nocturnos, control de obras y evaluación de impacto, seguridad al control de fronteras, mantenimiento de líneas eléctricas, operaciones de rescate, auditorías energéticas con termografía aérea, inspección de palas de aerogeneradores, y muchas más.

El desarrollo de diversos sistemas para poder llevar a cabo todas estas aplicaciones ha sido posible gracias al desarrollo de los micro controladores, a la miniaturización de los sensores (MEMS - Micro Electromechanical Systems) y a mejoras en los sistemas de almacenamiento de energía.

Este proyecto se centra en otro aspecto de vital importancia en muchos países afectados gravemente por temas bélicos de distinta índole, es la detección de minas antipersona. En muchos países es un problema de gran importancia ya que se encuentran enterradas un gran número de minas antipersona aun sin estallar, lo que hace que se cobre muchas víctimas a lo largo del año. Existen diferentes métodos de detección de estos artefactos, pero todos conllevan su riesgo. Utilizando un dron debidamente diseñado para incorporar los sistemas de detección correspondientes, se puede conseguir disminuir el riesgo de sufrir daños personales en el rastreo de minas en ciertos lugares en los que pueda ser utilizado.

Por lo tanto, este proyecto se basa en el diseño desde la fase inicial hasta la construcción de un prototipo que pueda albergar el equipamiento necesario para la detección de minas antipersona.

Dentro de un proyecto ingenieril se necesitan conocimientos sobre las diferentes ramas que contempla la ingeniería, en este caso, se realizará un proyecto con alto contenido mecánico y una parte de control y electrónica.

2. OBJETIVOS

Mediante la realización de este proyecto se pretenden conseguir una serie de objetivos de distinto tipo detallados a continuación.

2.1. OBJETIVOS ACADÉMICOS

Desde el punto de vista académico, la realización de un proyecto que combina tanto la parte mecánica como la parte electrónica y la parte de software de control, convierte el trabajo final de grado en un reto importante y motivante, puesto que las diferentes partes en las que consiste el trabajo deben estar conjuntadas para que converjan y poder obtener un resultado final satisfactorio.

Se escogió realizar un proyecto que tuviera en cuenta ambos campos de la ingeniería puesto que en todos los sectores del mundo industrial convive la parte mecánica pura con sistemas de control y comunicación.

Al ser ambos estudiantes de ingeniería mecánica, por lo tanto, al ser evaluados de esta rama de la ingeniería en el tribunal, el objetivo es desarrollar de manera más detallada la parte mecánica para poder adaptar la estructura de nuestro dron a los sistemas de detección de minas antipersona. Lo que conlleva a realizar un estudio minucioso del diseño y análisis de la estructura, selección de los motores y hélices a utilizar, análisis aerodinámico del dron, estudio de tensiones y deformaciones de la estructura y construcción y ensamblado de la misma.

Además, se realiza este proyecto, que conlleva un estudio teórico importante y una construcción para la obtención de un modelo real, para poder comparar los análisis realizados puramente teóricos con los resultados obtenidos mediante el prototipo. Éste es uno de los motivos principales, puesto que, al haber cursado las asignaturas pertinentes al grado, se considera que es de vital importancia poder realizar algo práctico y tangible para poder corroborar que lo aprendido a lo largo de los diferentes cursos académicos se aproxima lo suficiente a los resultados obtenidos empíricamente. Ya que, en la estructuración actual del grado se obtienen muchos conceptos teóricos pero muy pocos son obtenidos mediante algún ejemplo práctico. Se considera que donde se obtienen los conocimientos y donde se producen las fallas y se puede aprender de los errores es en la práctica.

2.2. OBJETIVOS SOCIALES

En la actualidad existe una gran problemática en muchos países afectados por las continuas guerras o guerrillas, es la gran cantidad de minas antipersona enterradas que quedan por descubrir.

No es necesario irse a partes remotas del mundo para encontrar zonas castigadas por estos conflictos bélicos, en los cuales se encuentran un gran número de minas antipersona. Es el caso de Bosnia.

El lunes 14 de diciembre se cumplieron 20 años de la firma de los Acuerdos de Dayton, que pusieron fin a la Guerra de la antigua Yugoslavia, hoy en día fragmentada en diversos países, uno de los cuales es Bosnia. En Bosnia, quedan enterradas más de un millón de minas antipersona.

Las minas se encuentran en las zonas boscosas y en las ciudades. Forman parte de la vida cotidiana de los bosnios y se cobran la vida de unas quince personas al año.

En la figura 1 se muestra la concentración de minas antipersona en las diferentes regiones de Bosnia.

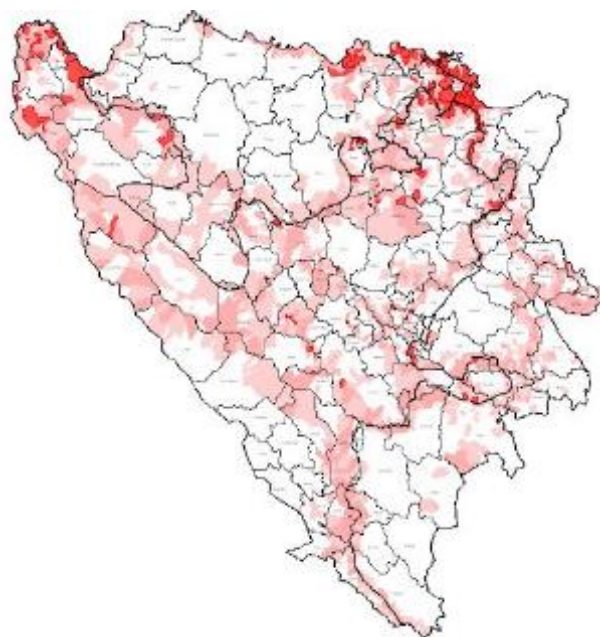


Figura 1. Concentración de minas antipersona en Bosnia.

Como se visualiza en la figura 1, el rango de territorio donde se encuentran las minas antipersona es muy extenso, lo que conlleva un largo período de tiempo y un riesgo excesivo para las personas que se dedican a la detección de las mismas. Ya que actualmente se utilizan perros rastreadores y dispositivos manuales que necesitan ser guiados por una persona.

A continuació, se visualiza una persona y a un perro realizando tareas de detección de minas antipersona.



Figura 2. Persona realizando tareas de detección de minas antipersona.

Como es lógico esto conlleva un riesgo importante, ya que, si el detector de minas antipersona no detecta la mina por motivos de calibración, comunicación de señal u otros aspectos y el perro no es capaz de detectarla, hace que la integridad tanto de la persona como del animal esté en entredicho.

En la actualidad, existe una empresa ubicada en la provincia de Barcelona que se dedica a la fabricación de drones con esta finalidad, el BCN Drone Center: uno de los centros de investigación de drones más avanzados de Europa. En este lugar se desarrollaron los Mineos: unos drones que ayudan a localizar minas. Aunque no tienen un aspecto típico de dron sino más bien aspecto de avión teledirigido por temas de autonomía.

Por otro lado, otro de los países muy afectados por una situación similar es Colombia. Este país se ha visto afectado duramente por esta problemática debido a las guerrillas de las FARC (Fuerzas Armadas Revolucionarias de Colombia). Este país se halla en un proceso en busca de la paz entre el gobierno colombiano y las guerrillas de las FARC, no obstante, en medio de este proceso acordaron ambas partes, iniciar de inmediato un programa conjunto para limpiar de minas el territorio donde mayor es el peligro.

Esta medida para reducir la intensidad del conflicto es el primer resultado tangible para la ciudadanía de un proceso de paz.

El acuerdo incluye un elemento sin precedentes, ya que en el desminado intervendrán guerrilleros - que irán sin armas, de civil y a los que se les levantarán las órdenes de captura - además de militares entrenados en la tarea. Juntos trabajarán bajo la coordinación de la organización Ayuda Popular Noruega (APN), líder mundial en la materia.

A continuación, en la figura 3 se visualiza la distribución de las minas a lo largo del territorio colombiano, así como un dato estadístico de las víctimas de la explosión de estos artefactos.



Figura 3. Distribución de las minas en el territorio colombiano.

De nuevo se observa que la zona geográfica afectada es muy grande, esto conlleva un gran consumo de recursos y supone un gran riesgo para la población.

Por lo tanto, el objetivo de este proyecto es poder solventar esta necesidad con la utilización de un dron típico, ya que tiene la ventaja de poder desplazarse en vertical sin necesidad de desplazamiento en el plano horizontal, lo cual, para según qué zonas geográficas de difícil acceso es un aspecto relevante. Con la utilización de este dron se evitaría el riesgo de explosión de la mina, ya que el aparato no toca tierra y por lo tanto logra hacer el barrido sin riesgo de explosión de la mina, evitando de este modo la pérdida de extremidades de los civiles o militares o incluso sus propias vidas.

2.3. OBJETIVOS DE DISEÑO

El objetivo principal desde el punto de vista mecánico es desarrollar un diseño que permita el acoplamiento de los diferentes sistemas de detección de minas de la manera más eficiente posible. Esto conlleva realizar un estudio de los elementos a incorporar en el dron, la disposición de los mismos en la estructura para conseguir que sea lo más estable posible, y la realización o compra de la estructura óptima para poder desarrollar posteriormente la actividad para la cual ha sido diseñado.

Para realizar el estudio correspondiente habrá que tener en cuenta una serie de factores:

- Peso de la propia estructura.
- Carga a levantar o sostener (equipamiento de detección y sensores).
- Número de motores y sus correspondientes hélices a utilizar.
- Disposición de los brazos.
- Tipos de motores y sistemas de regulación a comprar.
- Capacidad de la batería.
- Sistema de control a utilizar.
- Materiales a utilizar en el diseño y construcción de la estructura del dron en función de sus propiedades mecánicas y su coste.
- Estudio económico que supone la construcción del diseño final.

Cabe destacar que el diseño mecánico tiene que tener en cuenta previamente todos los componentes electrónicos de control, obtención y comunicación de datos, a parte de los actuadores que se utilizarán. La complejidad del proyecto se basa no solo en hacer que funcione el dron, sino en conjuntar de la manera más eficiente todos los componentes que sean necesarios para conseguir el resultado final de la forma más viable en términos económicos.

3. ESTADO DEL ARTE

Actualmente en el mundo hay una gran cantidad de muertes, de las cuales la mayoría son niños. Uno de los principales motivos son las minas que hay enterradas en la superficie de la Tierra y que aún no han podido ser desactivadas. Se calcula que hay más de 110 millones de minas repartidas en más de 64 países, como por ejemplo, Colombia.

Por dicho motivo, hoy en día se están realizando todo tipo de acciones humanitarias vinculadas con la tecnología. Uno de los más importantes es la utilización de vehículos aéreos no tripulados (UAV o dron) para la detección de minas antipersona.

Después de una exhaustiva búsqueda de UAV's o dispositivos parecidos que disponga de estas funciones, especialmente GPR (Ground Penetration Radar o también denominado GeoRadar) cabe destacar que son pocos los drones que poseen esta aplicación ya que está en fase de desarrollo. Seguidamente, se muestra en los siguientes subapartados los dispositivos que hay en el mercado actual capaces de detectar minas:

3.1. PROYECTO COLIBRI

Se trata de un proyecto realizado dos ingenieros de Bogotá (Colombia) en el cual han desarrollado un dron hexacóptero capaz de detectar minas antipersona. Dispone de un detector situado en la parte inferior que al pasar por encima de una mina emite un zumbido.



Figura 4. Prototipo del proyecto Colibri.

3.2. MINEOS

El proyecto Mineos está desarrollado por la empresa catalana CATUAV. Esta empresa ha diseñado un dron capaz de sobrevolar Bosnia para detectar las minas olvidadas de la Guerra de los Balcanes mediante varias cámaras térmicas y multiespectrales capaces de detectar los artefactos.

Este dron destaca debido a su bajo coste y por su capacidad de operar de forma totalmente automática, es decir, no necesita ser controlado por una persona. Además, dispone de un peso inferior a 2 kg y una autonomía de 60 minutos a una velocidad máxima de 110 km/h.



Figura 5. Prototipo del proyecto Mineos.

3.3. MINE MAKER DRONE

Este proyecto está desarrollado por Massoud Hassani, un diseñador de Afganistán que intenta solventar los problemas de mortalidad en su país debido a las minas.

Se trata de un dron (UAV) que dispone de un detector de minas basado en un sistema GPR unido a un brazo robótico, el cual hace mover el sensor en diferentes direcciones. Cuando el dron detecta una mina, el dron pinta la zona situada debajo de su estructura y envía las coordenadas exactas.



Figura 6. Prototipo del proyecto Mine Maker Drone

3.4. CAMCOPTER S-100 UAV

Este proyecto fue fabricado por la Corporación Schiebel, Austria. Fue diseñado para la Emiratos Árabes (EAU), Ejército de los Estados y la marina alemana para realizar una variedad de misiones, que abarca la vigilancia general, la patrulla fronteriza, la detección de minas y otros papeles marinos.

El dron está diseñado para transportar una carga útil de 34 kg durante 6 horas de autonomía a una velocidad máxima de 222 km/h. Además, este dron incorpora sensores infrarrojos y electro-óptico (EO) para la vigilancia térmica. El sensor EO convierte los rayos de luz en señales electrónicas para la captura de imágenes, datos en tiempo real y videos.

Por último, el UAV S-100 está equipado con un radar de apertura sintética (SAR), un detector de movimiento (GMTI), un radar de imágenes por láser (LIDAR) y un radar de penetración terrestre (GPR), el cual se utiliza para la detección de minas.



Figura 7. Dron de la Corporación Schiebel (CAMCOPTER S-100 UAV).

4. DRON (UAV – UNMANNED AERIAL VEHICLE)

En este apartado se explicarán los conocimientos básicos referentes a los vehículos aéreos no tripulados, generalmente conocidos como drones. Esta parte del proyecto se detallará todos los componentes necesarios para que un dron pueda volar, así como la normativa actual estipulada para dichos artefactos. Además, se mostrarán diferentes tipos de aplicaciones y utilidades que hay actualmente en el mercado.

4.1. ¿QUÉ ES UN UAV (DRON)?

Las siglas UAV vienen del inglés *Unmanned Aerial Vehicle*, es decir, vehículo aéreo no tripulado. Actualmente, este dispositivo es conocido como Dron.

Un dron puede definirse como cualquier máquina pilotada por control remoto que pueda sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

Históricamente, los drones han sido denominados RPAS. Este término siempre ha surgido confusión con otros términos, como pueden ser UAV, UAS y RPA. El término UAV corresponde a *Unmanned Aerial Vehicle*, es decir, se refiere a la plataforma de vuelo. Por otra parte, UAS se refiere al sistema de vuelo del dron, que antiguamente, era denominado RPAS.

4.2. HISTORIA DE LOS DRONES

Los datos más antiguos que se tiene sobre el uso de plataformas aéreas no tripuladas datan de 1849. El 22 de agosto de 1849 el ejército Austriaco utilizó globos cargados con explosivos en una batalla contra la ciudad de Venecia. Estos tipos de globos dependían del viento y muchos de ellos no alcanzaron su objetivo. Los explosivos caían verticalmente tras desinflarse el globo y explotaban.

Este caso no concuerda con la definición comentada anteriormente de los drones, pero el concepto de “plataforma no tripulada que porta una carga útil” sí que tiene relación.

En 1916 se desarrolló una de las primeras aeronaves no tripuladas justo después de la Primera Guerra Mundial. Esta aeronave fue denominada “Aerial Target” y estaba controlada mediante radiofrecuencia AM.

Durante la década de 1920 se reavivó el interés en Gran Bretaña sobre los sistemas no tripulados, especialmente por parte de la Royal Navy. Por ese motivo, en la Segunda

Guerra Mundial, Gran Bretaña decidió abandonar el desarrollo de misiles de cruce y se centró en el campo de los blancos aéreos con control por radio.

Entre 1934 y 1943 se construyeron 420 modelos radios controlados, denominados Queen Bee. Estos artefactos fueron destinados a la Armada y al ejército de tierra. El Queen Bee disponía de las siguientes características:



Queen bee:

Envergadura: 8,9 m

MTOW: 830 kg

Velocidad: 170 km/h

Motor: 104 kW Gipsy Major

Guiado: R/C

Figura 8. Características del UAV Queen Bee.

En paralelo a este modelo radio controlable, en 1939 Estados Unidos compró el prototipo del RP4 a Reginald Denny.

El comienzo de la segunda guerra mundial disparó el negocio de Reginald Denny. Su fábrica en el aeropuerto de Van Nuys, situado en el área metropolitana de Los Ángeles, comenzó a producir miles de aviones contrarreloj. La Marina, que sumó también sus pedidos, los bautizó como TDD (Target Drone Deny 1). La compañía de Reginald Denny sería comprada en 1952 por la mastodóntica empresa Northrop.

Por otro lado, los torpedos aéreos comenzaron a desarrollarse a partir de 1930. Uno de ellos fue denominado Curtiss N2C-2 y se controlaba por radiocontrol desde otra nave. En 1939, La Fuerza Aérea de EEUU (USAAF) adoptó el concepto N2C-2 en 1939. Los aviones obsoletos se pusieron en servicio como drones objetivo llamados "A-series". Más tarde se les denominó Culver "PQ-8".

Además, McDonnell construyó un blanco propulsado por pulsorreactor, el T2D2-1 Katydid, después el KDD-1 y posteriormente KDH-1. Era una aeronave lanzable con forma cilíndrica alargada y alas rectas con un motor pulsorreactor.



Figura 9 Prototipo Curtiss N2C-2.

4.3. CLASIFICACIÓN DE LOS DRONES

Los vehículos aéreos no tripulados o también denominados Drones tienen una clasificación muy amplia.

4.3.1. En función del tipo de alas

En esta clasificación se puede distinguir entre:

- **Drones de Alas Fijas:** Tienen alas fijas y son similares a un avión. Ejemplos: planeador, ala delta, parapente, etc.



Figura 10. Dron de Alas Fijas.

- **Drones multirotor:** el modelo más común corresponde a un cuadricóptero (4 rotores con hélices) aunque existen con 6 o 8 hélices. En el caso de 4 hélices, dos hélices giran en el sentido de las agujas del reloj y las otras dos en el otro sentido para generar una fuerza de empuje que supere la fuerza de sustentación. Estos dispositivos mantienen la posición gracias a giroscopios y estabilizadores.



Figura 11. Dron multirotor.

4.3.2. Según el método de control

En este caso se puede clasificar de la siguiente manera:

- **Autónomo:** el dron no necesita una persona para controlarlo. Se guía por la electrónica y los diversos sistemas y sensores implementados en su interior.
- **Monitorizado:** en este caso se precisa una persona para manejar el dron. La labor de esta persona es proporcionar información y controlar el Feedback del dron.
- **Supervisado:** un operador pilota el dron pero puede realizar tareas autónomamente.
- **Pre programado:** el dron sigue un plan de vuelo diseñado previamente y no tiene medios de modificaciones para adaptarse a los cambios.
- **Controlador remotamente (R/C):** se controla mediante un mando radiocontrol.

4.3.3. En función de su uso

Hoy en día hay muchísimos usos aplicables a los drones. Los más destacados son:

- **Drones Militares:** suelen ir armados y con capacidad de bombardeos.
- **Drones Civiles:** son aquellos que no tienen un uso militar. Cabe destacar los siguientes:
 - *De uso comercial:* como cartografía, transporte, fotos, video, etc.
 - *Para aficionados:* se utiliza como juguete.
 - *Para uso del gobierno:* se utiliza para bomberos, fuerzas de rescate, etc., con el fin de ayudar a las tareas de reconocimiento, rescate...

4.4. COMPONENTES DE UN DRON

En este apartado del proyecto se describirán todos los componentes necesarios para que un dron pueda volar. Además, se detallarán una serie de elementos extras los cuales pueden acoplarse en el dron.

Los principales componentes necesarios para el diseño y construcción de un dron se detallan a continuación.

4.4.1. Estructura

También denominado frames. Se trata del esqueleto del multirotor y la que le da forma. En ella se acoplan los diferentes mecanismos y sensores. Actualmente, en el mercado se disponen de diversos tipos de estructuras dependiendo del número de rotores que se desee (4,6 u 8). Además, existen diferentes tipos de diseños, como, el tipo libélula o el tipo araña. Este tipo de estructura se puede encontrar de diversos materiales, como, madera, fibra de vidrio, fibra de carbono. A día de hoy, la estructura más recomendada es la de fibra de carbono ya que posee una mayor resistencia, pero un coste mayor al resto de estructuras.



Figura 12. Estructura (frame) de un dron.

4.4.2. Motores

La elección del motor adecuado es uno de los puntos más importantes a la hora de diseñar un dron para tener un buen rendimiento. Es importante ya que el dron está suspendido en el aire, gracias a estos motores. En el mercado actual hay un gran número de motores con diferentes tamaños, velocidades, especificaciones, etc.



Figura 13. Motor de un dron.

Para escoger bien los motores se tiene que tener en cuenta cuanto empuje será necesario para mantener la nave en el aire.

4.4.3. ESC: Controlador de velocidad

Los ESC (Electronic Speed Control) o Controladores de Velocidad Electrónicos regulan la potencia eléctrica para lograr controlar el giro de los motores con agilidad y eficiencia. Este giro está conectado a las hélices cuya rotación a alta velocidad genera la sustentación del multirrotor.

Los ESC se clasifican en función de la cantidad de corriente que puede suministrar constantemente al motor. Por lo tanto, para escoger correctamente un ESC habrá que calcular la intensidad máxima que generan los rotores y aplicarle un margen de seguridad para asegurar el buen funcionamiento de los motores.



Figura 14. Controlador de Velocidad Electrónicos (ESC)

4.4.4. Hélices

Para la correcta selección de las hélices, primeramente, hay que observar las especificaciones de los motores, la cuales han de proporcionar información del tamaño de las hélices para conseguir crear el empuje que se está deseando.

En un dron del tipo cuadricóptero hay dos hélices que giran en sentido horario y otras dos que giran en sentido anti horario. En el caso de los hexacópteros, 3 hélices giran en sentido horario y 3 en sentido anti horario.

La vida de la batería se puede ampliar hasta en un 15% simplemente por la búsqueda de la perfecta combinación de diámetro y paso de una hélice.



Figura 15. Hélices de un multirrotor.

4.4.5. Control de vuelo

Este componente es el cerebro del dron. Se encarga de sensor y controlar todo lo que sucede con el multirrotor. Este dispositivo dispone de diversos componentes:

- **Acelerómetro:** para medir la inercia en los movimientos.
- **Giroscopio:** para medir la velocidad angular de los cambios de posición.
- **Magnetómetro:** para saber en todo momento la dirección a la que apunta el dron.
- **Sensor barométrico:** para conocer la altura de vuelo.
- **GPS:** para conocer las coordenadas exactas en el espacio del dron.
- **Un procesador potente:** para realizar las máximas lecturas y operaciones por segundo en base a los datos que recibe.



Figura 16. Controlador de vuelo.

4.4.6. Radio receptor

Es el dispositivo responsable de recibir la señal de radio enviada desde el control remoto, el cual ha interpretado el movimiento realizado por el usuario y se ha transformado en onda radial. Esta señal es recibida por el radio receptor y es transformada en datos para que el controlador de vuelo ejecute la instrucción. Este tipo de instrucción suele ser un cambio de velocidad en los rotores.



Figura 17. Radio receptor de un dron.

4.4.7. Baterías

Las baterías proporcionan la energía necesaria para que el dron pueda funcionar correctamente. Se tratan de componentes pesados, por lo tanto, se tiene que ser capaz de tener una buena relación peso/capacidad para maximizar la autonomía del dron. Las baterías de mayor capacidad son más pesadas por lo que conllevará a que los rotores trabajen más para mantener el dron suspendido.



Figura 18. Batería de un dron

Para seleccionar la batería idónea para un dron, se suele escoger unos motores cuyo empuje sea el doble de empuje que el peso total del dron.

4.4.8. GPS y Brújula

Como ya se comentó en el anterior punto, el GPS y la brújula permite conocer la ubicación, altitud y velocidad del dron. Estos tipos de elementos van conectados al controlador de vuelo.

El funcionamiento y la implementación de la programación necesaria para que el dron pueda suspenderse esta detallada en la sección 10.3.5 del apartado de Diseño electrónico.

4.4.9. Elementos adicionales:

Hoy en día, la tecnología va mejorando y van surgiendo nuevos sensores y dispositivos que pueden acoplarse a un dron. Seguidamente se detallan los más comunes y más utilizados:

- **Cámaras:**

En la estructura de un multirotor se puede acoplar una cámara para capturar o realizar videos desde el aire. Normalmente se utiliza un estabilizador o también denominado Gimball para evitar la vibración de los motores y corrigen automáticamente la inclinación de la cámara para que siempre esté en el mismo ángulo respecto al suelo.



Figura 19. Cámara autoajustable (Gimball)

- **FPV:**



Figura 20. Pantalla para la visualización del vuelo del dron.

El FPV (First Person View) consiste en un sistema de transmisión y recepción del video capturado por la cámara. Permite visualizar lo que se vería desde el dron. Para implementar esta función se tiene que incorporar al controlador de vuelo un transmisor de video para que el usuario pueda visualizar el vuelo. Además, hay varios modelos de mandos radio control que disponen de una pequeña pantalla para poder visualizarlo.

4.5. MOVIMIENTOS TÍPICOS DE UN DRON

Un dron es controlado mediante un mando radio control. Dependiendo en qué dirección se empuje la palanca del mando, el dron realizará un tipo de movimiento concreto.

Estos movimientos se pueden clasificar de la siguiente manera:

4.5.1. Roll

El movimiento Roll permite que el dron se incline hacia la izquierda o a la derecha y se mueva. Este movimiento se realiza presionando el stick derecho del transmisor hacia la derecha o la izquierda. Esto empuja el aire hacia la izquierda, obligando al quadcopter para volar a la derecha.

Lo mismo sucede cuando se presiona la palanca hacia la izquierda, excepto que ahora las hélices estarán empujando el aire hacia la derecha, forzando el helicóptero para volar a la izquierda.

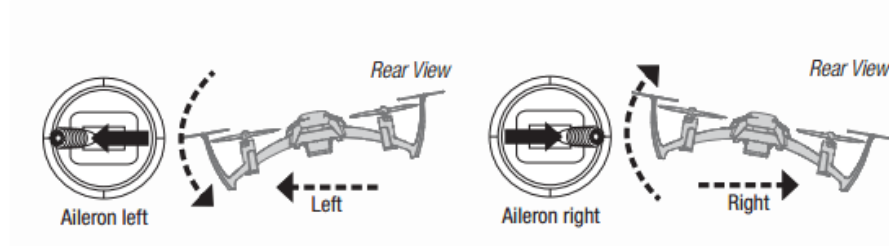


Figura 21. Movimiento de inclinación hacia la derecha/izquierda de un dron (Roll).

4.5.2. Yaw

El movimiento Yaw se define simplemente como la rotación de un UAV con respecto al eje central.

Esto se realiza empujando la palanca izquierda hacia la izquierda o hacia la derecha.

Se suele utilizar esta función al mismo tiempo que se acelera el dron para que el usuario pueda hacer círculos y patrones de vuelo.

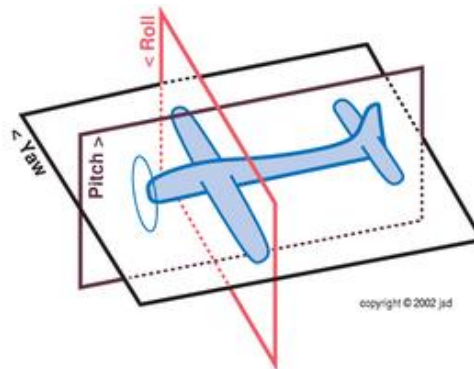


Figura 22. Movimiento de rotación de un dron respecto el eje central (Yaw)

4.5.3. Pitch

El movimiento Pitch corresponde a la inclinación hacia adelante o hacia atrás del dron y produciendo movimiento hacia atrás o adelante. Este movimiento se realiza pulsando el stick derecho en el transmisor hacia delante o hacia atrás.

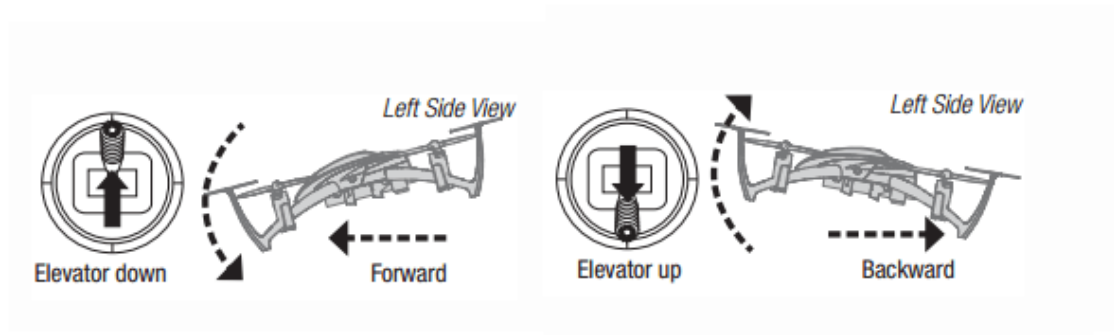


Figura 23. Movimiento de inclinación hacia adelante/atrás de un dron (Pitch).

4.5.4. Throttle

El movimiento Throttle proporciona al dron la energía suficiente para levantar el vuelo. Este movimiento se realiza empujando hacia delante la palanca izquierda del mando radiocontrol.

4.6. CONFIGURACIONES DE UN DRON

Actualmente, un UAV puede configurarse de muchas formas. Principalmente, se basa en la distribución y cantidad de rotores que se acoplan a una estructura. Esta distribución puede clasificarse en:

4.6.1. Configuraciones básicas

Dentro de esta distribución hay muchísimas combinaciones de motores, ya sea para hexacópteros, Tricóptero u optocopteros. Las configuraciones más utilizadas son las siguientes:

- **Cuadricóptero +**

Esta configuración dispone de una estructura en forma de + en la cual se acoplan dos motores que giran en sentido horario (CW) y dos en sentido anti horario (CCW). Estos motores están separados entre sí 90° . Observando la ilustración X, la flecha indica la dirección de vuelo, por lo tanto, a los lados se situarían los motores CW y en la parte delantera y trasera se acoplarían los motores CCW.

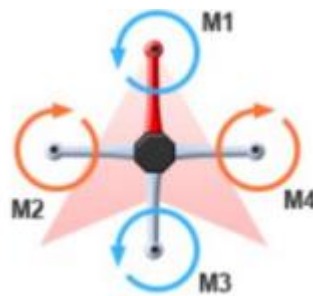


Figura 24. Distribución de los motores en forma de + en un cuadricóptero.

- **Cuadricóptero X:**

Esta configuración dispone de una estructura en forma de X en la cual se acoplan dos motores que giran en sentido horario (CW) y dos en sentido anti horario (CCW). Estos motores están separados entre sí 90° . Observando la ilustración X, la flecha indica la dirección de vuelo, por lo tanto, en el extremo superior izquierdo y en el extremo inferior derecho se acoplan los motores que giran en sentido horario (CW). Por otro lado, en el extremo superior derecho y en el extremo inferior izquierdo se acoplan los motores que giran en sentido anti horario (CCW).

Este tipo de estructura se trata de un diseño simétrico, donde las hélices están espaciadas a la misma distancia una de la otra y a la misma distancia del centro del cuadricóptero, por lo tanto, las fuerzas de control están repartidas equitativamente. Además, el centro de masas está situado en el centro de la estructura del dron. Por

último, este tipo de configuración sitúa el centro de masas un poco bajo permitiendo el cabeceo y el balanceo del dron.



Figura 25. Distribución de los motores en forma de cruz en un cuadricóptero

- **Cuadricóptero H:**

Esta configuración dispone de una estructura en forma de H en la cual se acoplan dos motores que giran en sentido horario (CW) y dos en sentido anti horario (CCW). Estos motores están separados entre sí 90° . Observando la ilustración X, la flecha indica la dirección de vuelo, por lo tanto, en el extremo superior izquierdo y en el extremo inferior derecho se acoplan los motores que giran en sentido horario (CW). Por otro lado, en el extremo superior derecho y en el extremo inferior izquierdo se acoplan los motores que giran en sentido anti horario (CCW).

- **Hexacóptero V o X:**

Esta configuración dispone de una estructura en la cual se acoplan tres motores que giran en sentido horario (CW) y tres en sentido anti horario (CCW). Estos motores están separados entre sí 120° . Observando la ilustración X, se va alternando un motor de sentido horario con uno de sentido anti horario. Este tipo de configuración proporciona más capacidad de carga con el mayor número de motores en funcionamiento. Además, suelen ser de grandes dimensiones y algo más caras que los cuadricópteros. No obstante, si algún motor fallará, el



Figura 26. Distribución de los motores en un Hexacóptero V/X

dron podría aterrizar con seguridad. Un inconveniente de esto es que, si fallase un motor, se perdería el movimiento Yaw (rotación).

- **Hexacóptero I:**

Esta configuración es similar a la comentada anteriormente. Dispone de una estructura en la cual se acoplan tres motores que giran en sentido horario (CW) y tres en sentido anti horario (CCW). Estos motores están separados entre sí 120° . Observando la ilustración X, se va alternando un motor de sentido anti horario con uno de sentido horario. La diferencia entre el comentado anteriormente es que hay una distribución diferente de los 6 motores en la cual hay dos motores en el eje vertical de avance del dron cuando en el anterior caso era el eje horizontal.

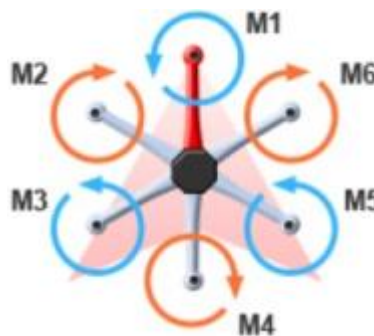


Figura 27. Distribución de los motores en un Hexacóptero I

- **Octocóptero V:**

Esta configuración dispone de una estructura en la cual se acoplan cuatro motores que giran en sentido horario (CW) y cuatro en sentido anti horario (CCW). Estos motores están separados entre cada motor del mismo sentido 90° . Observando la ilustración X, se va alternando un motor de sentido anti horario con uno de sentido horario.

Esta configuración tiene las mismas peculiaridades que las demás. Proporciona más capacidad de carga y si alguno de los motores o ESC's fallase, el dron podría aterrizar de forma segura.

Al disponer de 8 motores se necesitan más prestaciones. Por ejemplo, los 8 motores proporcionan más corriente y, por ese motivo, se necesita una batería con más capacidad o acoplar una adicional.

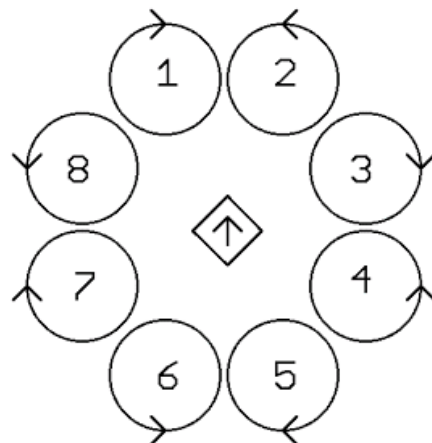


Figura 28. Distribución de los motores en un Octocóptero V/X

- **Octocóptero I:**

Esta configuración es muy similar a la anterior comentada la cual dispone de una estructura en la cual se acoplan cuatro motores que giran en sentido horario (CW) y cuatro en sentido anti horario (CCW). Estos motores están separados entre cada motor del mismo sentido 90°. Observando la ilustración X, se va alternando un motor de sentido anti horario con uno de sentido horario.

Esta configuración tiene las mismas peculiaridades que las demás. Proporciona más capacidad de carga y si alguno de los motores o ESC's fallase, el dron podría aterrizar de forma segura.

Al disponer de 8 motores se necesitan más prestaciones. Por ejemplo, los 8 motores proporcionan más corriente y, por ese motivo, se necesita una batería con más capacidad o acoplar una adicional.

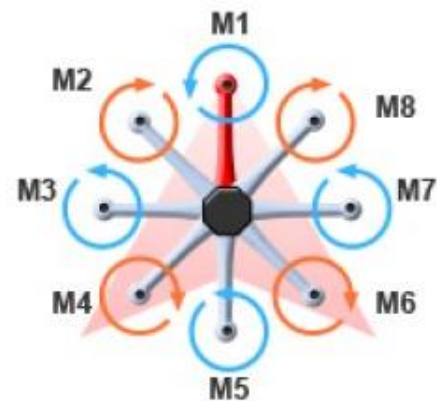


Figura 29. Distribución de los motores en un Octocóptero I

4.6.2. Configuraciones compuestas

Un dron con una configuración compuesta es aquel que tiene la misma configuración de motores que las configuraciones básicas, pero en este caso dispone de doble rotor en cada extremo de la barra. Estos rotores son iguales, pero de sentido contrario y situados opuestamente.

Algunas de las configuraciones compuestas más utilizadas son: Hexacóptero IY, Hexacóptero Y, Octocóptero X, etc.

4.7. APLICACIONES

En este apartado se detallan las aplicaciones y funciones que pueden desarrollar un vehículo aéreo no tripulado (Dron). Hoy en día hay infinidad de aplicaciones y usos, entre las cuales se encuentra nuestra propuesta del proyecto, no obstante, seguidamente se detallan los más utilizados.

4.7.1. Control de calidad del aire

La calidad del aire y su control ha sido y es, desde hace mucho tiempo, una preocupación constante para la sociedad debido a los efectos dañinos que los contaminantes atmosféricos producen en la salud de las personas.

Obviamente el control de la calidad del aire mediante el uso de Drones consiste en la capacidad de poder incorporar en un dron los diversos instrumentos de medida de la contaminación atmosférica que sean necesarios para obtener la medición de estos parámetros.



Figura 30. Sonda de Ozono VAISALA y Dual Beam Ozone Monitor para el control de la calidad del aire

4.7.2. Aplicaciones cartográficas

La cartografía es la ciencia que se encarga de reunir y analizar medidas y datos de regiones de la Tierra, para representarlas gráficamente a diferentes dimensiones lineales.

En este campo se consiguen las siguientes ventajas con el uso de UAVs:

- Reducción general de precio, en especial frente a alternativas pilotadas.
- Obtención de mapas 3D de un terreno.
- Reducción del tiempo de trabajo.
- Reducción de los efectivos

humanos necesarios para realizar la acción. En este caso, una única persona puede realizar el trabajo.

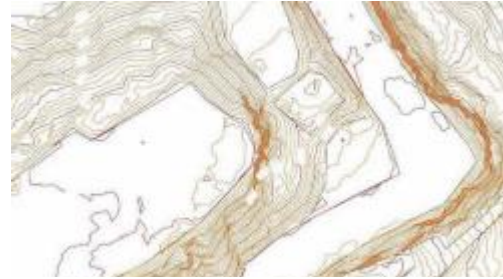


Figura 31. Cartografía realizada con un dron.

4.7.3. Extinción, prevención y control de incendios forestales

Debido al controvertido cambio climático y a las imprudencias de las personas en las zonas boscosas, se producen incendios forestales en las zonas secas, en zonas de poca lluvia, etc. Esto supone un gran problema para la sociedad, como en el ámbito medioambiental.

Por ese motivo, el uso de drones para este uso permite la supervisión constante mediante cámaras termo gráficas acopladas a la estructura del dron, en horas de alto riesgo, de un área boscosa, en busca de puntos activos o conatos de incendio. El vehículo no tripulado puede supervisar una amplia zona boscosa desde el aire, sin riesgo de vidas humanas y reduciendo los costes comparado con los activos humanos necesarios para desarrollar la misma tarea.



Figura 32. Imagen de la cámara térmica de un dron de prevención de incendios.

4.7.4. Búsqueda de personas desaparecidas

Cada vez son más frecuentes los cataclismos atmosféricos que pueden ocasionar la pérdida de vidas, desbordamientos, fuegos, etc. El uso de un dron para el rescate es una buena opción debido a su rapidísima actuación ya que son capaces de maniobrar y operar en los lugares más inhóspitos.

En conclusión, el bajo coste de estos drones comparados con el coste de un helicóptero tradicional, los hacen idóneos para esta tarea ya que un helicóptero tradicional es al menos de 30 a 60 veces más caro, y supone riesgo de vidas humanas, alto consumo de combustible, etc.



Figura 33. Detección de personas desaparecidas mediante drones.

4.7.5. Uso comercial

Actualmente, muchas empresas están comenzando a implementar drones para realizar los envíos de mercancías. A día de hoy, se está estudiando la viabilidad de esta función ya que supone diversos problemas, como, la seguridad del propio dron en la ruta de envío.

Una empresa americana, Amazon, desarrolló un prototipo capaz de realizar un envío en 30 minutos mediante un dron.



Figura 34. Dron Amazon para uso comercial.

4.7.6. Detección de minas antipersona

Esta aplicación es la que estudiaremos más a fondo en el apartado GPR del proyecto ya que es la parte con mayor peso de nuestro proyecto.

El problema de las minas enterradas y que aún no han sido desenterradas provoca una gran cantidad de muertes, de las cuales la mayoría son niños. Uno de los principales motivos son las minas que hay enterradas en la superficie de la Tierra y que aún no han podido ser desactivadas. Se calcula que hay más de 110 millones de minas repartidas en más de 64 países, como, Colombia. Por dicho motivo, hoy en día se están realizando todo tipo de acciones humanitarias vinculadas con la tecnología. Uno de los más importantes es la utilización de vehículos aéreos no tripulados (UAV o dron) para la detección de minas antipersona.

Para la detección de minas antipersona existen diferentes métodos, como, detectores metálicos, sondas, GPR, etc. Uno de los métodos más utilizados es el detector de metales pero presenta diversos inconvenientes. Se trata de un método no muy fiable ya que en el suelo pueden hallarse todo tipo de objetos metálicos, como, monedas, resto de proyectiles, etc. Además, el mayor porcentaje de la composición de una mina es plástico. Pero a pesar de estas limitaciones, siguen siendo los detectores más utilizados.

En los últimos años, se ha empezado a utilizar un nuevo método para la detección de minas antipersona. Este método se trata de un sistema georadar, también denominado GPR (Ground Penetrating Radar). La función de este sensor se basa detectar objetos, estructuras, etc., por debajo del nivel del suelo. Un sistema GPR se compone

básicamente de una antena emisora, otra antena receptora, una unidad de control para el procesamiento y tratamiento de los datos y un display o pantalla para visualizar los perfiles de onda generados. En la siguiente figura se puede visualizar la estructura básica de un georadar. En el apartado 6 del proyecto (GPR- Ground Penetration



Figura 35. Dron capaz de detectar minas antipersona (Mineos)

Radar) se explica este método más detalladamente.

Cabe destacar que hay pocos dispositivos en el mercado capaces de desarrollar esta función. No obstante, algunos de estos prototipos son los que ya se comentaron en el apartado 2 (Estado del Arte). Un ejemplo es el dron Mineos.

5. DESMINADO HUMANITARIO

5.1. INTRODUCCIÓN

Existen entre 60 y 100 millones de minas antipersona enterradas en unos 60 países, la mayoría en lugares desconocidos. La Cruz Roja estima que detectar y desactivar, todas las minas antipersonales, con los actuales medios llevaría unos 1000 años.

La mina antipersonal es un artefacto explosivo, provisto de espoleta, que, enterrado o camuflado, produce una explosión al ser activada por una persona o vehículo comúnmente. En la figura 36 se puede visualizar una mina antipersonal:



Figura 36. Mina antipersonal.

Una parte de la explicación de la proliferación de minas terrestres tiene que ver con su bajo costo debido a la fabricación semiautomática en gran escala. Mientras un arma regular puede llegar a costar 100.000 dólares, el costo de una mina no supera los 30 dólares y, en algunos casos, se consigue hasta por 0.5 dólares o a cambio de bienes materiales. Otra explicación tiene que ver con su efectividad para contener al enemigo en su avanzada, ya sea eliminándolo, atemorizándolo o desorganizándolo.

Por otro lado, el coste de desactivación de una mina es mucho más elevado, pudiendo llegar alrededor de los 1000 dólares. Si se le añade a este coste el precio que supone la búsqueda de la misma y la dificultad de localización, supone un precio muy elevado para cualquier gobierno u organización. Es por esta razón que se necesita investigar en este campo para rebajar los costes y facilitar el proceso de localización y desminado.

5.2. COMPOSICIÓN Y PROPIEDADES DE UNA MINA ANTIPERSONA

Las minas antipersona tienen en su interior diferentes objetos como balines, pedazos de lata, vidrios, ácidos o veneno con la finalidad de herir o envenenar a la víctima.

Pueden tener forma de pelota, rectangular, cuadrada, de cilindro, de cono o cúpula. Suelen ser difíciles de ver. Pueden estar enterradas, escondidas entre el pasto,

camufladas entre los árboles, o flotando en el agua. También pueden estar mimetizadas en tarros, juguetes, cajas.

Una mina está constituida básicamente de un sistema de iniciación, un cuerpo de plástico (mina mariposa: PFM-1), madera (PMD-6) o metal, y de una carga explosiva. En la figura 37 se visualiza de forma básica estos componentes.

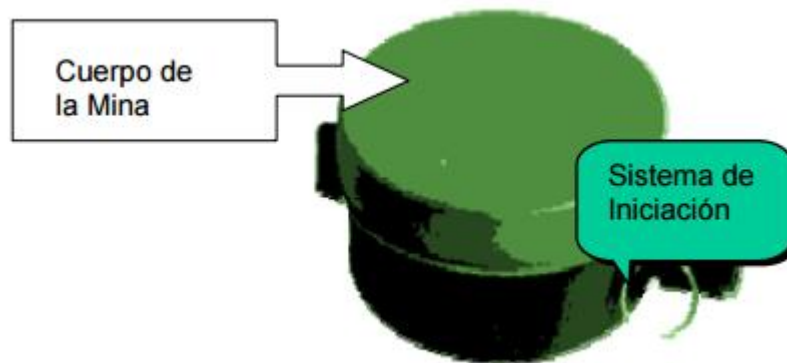


Figura 37. Composición principal de una mina antipersonal.

Los explosivos empleados como carga principal son, con pocas excepciones, de tipo clásico:

- R – 1: compuesto de Aluminio negro más aserrín.
- BENCLO: Benzoato de Sodio Clorato de Potasio.
- Derivados nitrados: AMONAL, ANFO, que consiste en un 97% de nitrato de amonio más 3% de ACPM ó Aceite; Urea, TNT (Trinitrotolueno o Tolita), que forma parte de varios explosivos como el amatol, la pentolita, la composición B, etc; Ácido Pícrico (Trinitrofenol o melinita); Tetrilo; El PETN (Tetranitrato de pentaeritritol) y el RDX (Ciclotrimetilenotrinitramina), dos de los explosivos más violentos que se conocen.

Algunos tipos de minas antipersona contienen una carga de FAE (Fuel Air Explosive): explosivo gaseoso (gas mostaza o de tipo Lewisita) ó químico.

Las partes generales de las que se compone una mina antipersonal quedan reflejadas en la figura 38.

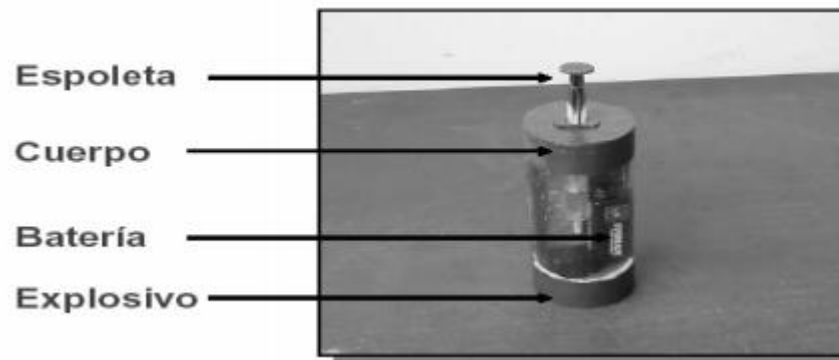


Figura 38. Componentes de una mina antipersonal.

La espoleta es el mecanismo que va colocado en la boquilla de las bombas y otros artefactos con carga explosiva y sirve para provocar la explosión de la carga.

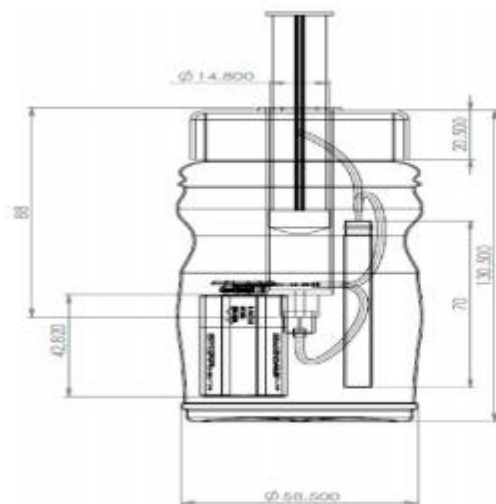
El cuerpo se encarga de albergar los diferentes materiales necesarios para realizar la explosión, como es la batería o el explosivo.

La batería de una mina se encarga de alimentar el circuito eléctrico para que el detonador pueda realizar su función. Suele utilizarse una batería que proporciona en sus bornes un diferencial de potencial de 1,2V.

El explosivo es el componente que reacciona cuando el detonador es accionado por un diferencial de voltaje o de intensidad.

Para activar los diferentes tipos de minas antipersona existen diversos métodos de activación:

- **Iniciación por presión:** contienen un micro interruptor que se cierra bajo la fuerza de un cierto peso a través de un émbolo en un envase plástico; en ese instante se precipita el ácido sulfúrico sobre la pólvora negra. En la figura 39 se visualiza el croquis de una mina antipersonal de este tipo y las especificaciones técnicas de la misma.

**Fabricación:**

Autodenominado Farc y Eln.

Información general :

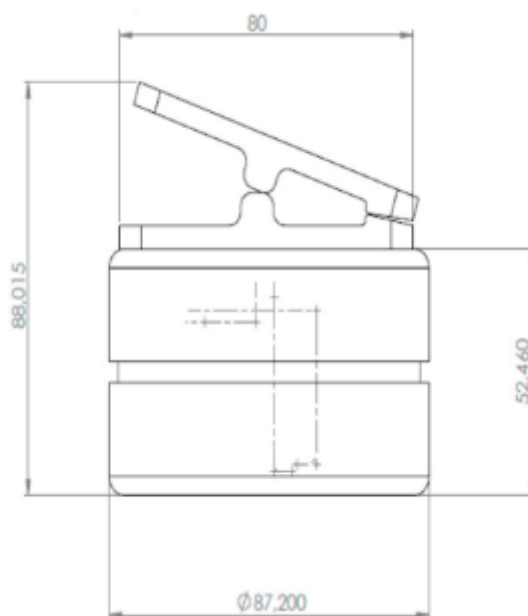
- Contenedor plástico
- 58.50 mm de ancho, 130.50 mm de alto
- 450 g de peso aproximado.
- Espoleta que emplea una jeringa
- Rojo o pintado color verde oliva.
- Detonador Eléctrico

Activación:

- Presión: 5 kg Aproximadamente

Figura 39. Croquis y especificaciones de una mina antipersonal de iniciación por presión.

- Iniciación por alivio de presión: la mina se activa cuando se retira algún objeto que presiona de forma constante el dispositivo de fuego. El aspecto de este tipo de mina sería parecido al anterior, con la diferencia que la activación de la misma se produce por una depresión.
- Iniciación por tracción: estas minas llevan incorporado uno o varios hilos, a ras del suelo, difícilmente perceptible a simple vista, que activa el dispositivo de fuego cuando es forzado. Por ejemplo, a través del movimiento del pie al avanzar. En la figura 40 se visualiza el croquis de una mina antipersonal de este tipo y las especificaciones técnicas de la misma.

**Fabricación**

Autodenominado Farc y Eln.

Información general

- Contenedor plástico
- 87.200 mm de ancho, 52.460 mm de alto
- 250 g de peso aproximado.
- Espoleta que emplea un Gancho de ropa
- Amarillo o pintado color verde oliva.
- Detonador Eléctrico

Activación:

- Tensión: 7.8 kg Aproximadamente

Figura 40. Croquis y especificaciones de una mina antipersonal de iniciación por tracción.

- Iniciación por alivio de tracción: cuando se corta o se afloja el hilo que se coloca tenso. El aspecto de este tipo de mina sería parecido al anterior, con la diferencia que la activación de la misma se produce por una destensión del hilo.
- Iniciación por control remoto: de forma remota se activan las minas antipersonales induciendo señales a sensores que pueden ser magnéticos, electromagnéticos, acústicos e infrarrojos.

Todas ellas se activan a través de un detonador eléctrico. Consiste en cerrar un circuito eléctrico generando un corto a través de un filamento que se encuentra en un extremo; en el otro extremo, presenta una carga intermedia y un explosivo rápido RDX; el sistema está alimentado por una batería de 1.2 V y es empleado en minas con pesos desde 1 libra. Otra versión es la iniciación de la mina por relevo de corriente: al interrumpirse la corriente eléctrica se cierra el circuito y se activa la mina. Opuesto a este tipo de iniciación se encuentra el detonador de mecha de combustión lenta.

5.3. TIPOS DE MINAS

Las minas se clasifican de maneras diversas según determinados aspectos de funcionamiento. Esta clasificación se realiza según la finalidad o aplicación que tendrá la bomba enterrada, según su activación y según su efecto. A continuación, se puede ver dicha clasificación:

5.3.1. Según su aplicación

Dependiendo de la aplicación que se le atribuya a la mina, se pueden distinguir dos tipos de minas:

- **Contra carro:** Son aquellas bombas destinadas a destruir o averiar vehículos, principalmente, tanques. Este tipo de mina requieren una fuerza de aproximadamente 100 kg para explosionar.
- **Contra personal:** Diseñadas para matar o herir a civiles. Este tipo de mina requiere mucha menos fuerza para explosionar, como ocurría en el anterior caso. La fuerza necesaria para explosionar la mina es de unos 7 kg.

5.3.2. Según la acción que activa el dispositivo de fuego

Dependiendo la acción que provoque la activación de la mina, se pueden distinguir los siguientes tipos de minas.

- **Presión:** Se activan bajo la fuerza de un cierto peso.
- **Tracción:** Estas minas llevan incorporado un hilo, difícilmente perceptible a simple vista. Este hilo, que se coloca a ras de suelo, activa el dispositivo de fuego cuando es forzado. Por ejemplo, por el movimiento del pie al avanzar.
- **Alivio de presión:** Se activan cuando se retira algún objeto que presiona de forma constante a la mina.
- **Alivio de tracción:** Se activa cuando se corta o afloja el hile que se coloca inicialmente tenso.
- **Eléctricas:** Este tipo de mina se activa cuando se cierra un circuito eléctrico.
- **Inducción de sensores:** Los sensores pueden ser magnéticos, electromagnéticos, acústicos, de infrarrojos, etc.

5.3.3. Según el efecto que produce

Las minas que tienen como objetivo herir a los civiles se denominan minas antipersona. Según el efecto que producen al explotar, este tipo de minas se puede clasificar de la siguiente manera:

- **Explosivas:** Las minas explosivas hieren por efecto directo de la explosión. Suelen ser minas a presión. Su finalidad principal es herir o matar a la persona que activa el mecanismo.
- **Fragmentación:** Las minas de fragmentación hieren por la proyección de la metralla contenida en la mina. Suelen ser minas de tracción. Este tipo de mina tiene un rango de acción de varios metros donde su finalidad es herir a varias personas de forma simultánea.
- **Fragmentación dirigida:** La fragmentación está calculada para dispararse sobre un área determinada. Pueden ser activadas a distancia.
- **Salto:** Incluyen una carga de propulsión que las hace saltar entre 1 m y 2 m antes de explotar.

5.4. MÉTODOS DE DESMINADO DE MINAS

El objetivo principal del desminado es la identificación y destrucción de todo tipo de minas que aún no han explotado en una zona específica y a una profundidad determinada. Los responsables de los programas de desminado humanitario deben asegurar a la población de la zona afectada que la zona desminada es apta para cualquier uso sin causarles ningún riesgo.

En el marco de las actividades relacionadas con el desminado, las personas encargadas de desminar, normalmente denominados desminadores, muchas veces utilizan un equipo o kit específico para el desminado. Este equipo se basa en: desminado manual, empleo de perros rastreadores y la utilización de sistemas mecánicos. A continuación, se describen cada uno de ellos.

5.4.1. Desminado manual

El desminado manual es el proceso que recurre a un detector de metales y a una sonda para localizar y dejar al descubierto una mina o munición sin estallar. Por lo general, el desminado humanitario suele realizarse utilizando un grupo de desminadores que trabajan en caminos paralelos (separados al menos por 25 metros por razones de seguridad). Cada miembro del grupo avanza solo por el camino establecido para desminar, y utiliza un detector de metales o una sonda hasta dar con un objeto sospechoso. Entonces, se excava el terreno cuidadosamente y, si se trata de una mina, se destruye in situ o se retira para destruirla posteriormente.



Figura 41. Desminado manual de una mina antipersona.

Este método se basa en la detección de proximidad. La detección se realiza induciendo -alguna forma de energía sobre la superficie de la mina y midiendo la respuesta que genera (a través de sondas, corrientes de Foucault, etc.) o percibiendo cualquier cambio que haya podido producirse en el entorno natural inmediato de la mina (alteración de los campos magnéticos o del terreno, detección de vapor explosivo que se desprende de la mina, etc).

Algunos de los métodos de detección por proximidad son los siguientes:

- **Sonda:**

Las sondas se tratan de instrumentos simples, económicos y eficaces. Cuanto más compleja es la sonda, mayor es su coste. Este método consiste en introducir la sonda en el terreno para hacer una comprobación de si hay alguna mina enterrada. Algunas desventajas que presenta este método son que, para introducir la sonda en un lado de la mina, se debe hundirse en el suelo con un ángulo de incidencia no muy pronunciado (normalmente, de unos 30 grados). Dado que la mayoría de las sondas tienen unos 30cm de largo, sólo pueden penetrar el suelo entre 10 o 14 centímetros. Ésta es la profundidad a la que suelen estar enterradas las minas antipersonales, mientras que las minas anti vehículo se hallan a 10cm más de profundidad. Si se introduce la sonda con un ángulo de incidencia elevado, se corre el riesgo de tocar la parte superior o la superficie sensible de la mina, lo que puede provocar su explosión si se trata de una mina antipersonal.



Figura 42. Sonda para la detección de minas.

- **Detector de metales:**

Antiguamente, las minas solían ir introducidas en una caja metálica, lo cual hacía que su localización fuera más fácil mediante detectores de metales. Estos detectores eran pesados, voluminosos, poco sensibles y difícil de manejar. Al utilizarse cada vez más el plástico para la fabricación de minas, sus componentes metálicos se redujeron considerablemente. Actualmente, los detectores modernos son más sensibles y, dada su frecuente utilización en las actividades de desminado humanitario, también son más ligeros, fiables y fáciles de manejar.



Figura 43. Detector de metales para el desminado humanitario.

Este método no es 100% fiable ya que en el suelo pueden hallarse todo tipo de objetos metálicos, como, monedas, resto de proyectiles, etc. Pero a pesar de estas limitaciones, siguen siendo los detectores más utilizados.

5.4.2. Perros y ratas rastreadores de minas

Este método consiste en utilizar perros rastreadores de minas, también conocidos como perros rastreadores de explosivos. Debido al sentido del olfato tan sumamente desarrollado que tienen los perros pueden llegar a detectar una gran variedad de sustancias con un debido adiestramiento. Una sustancia que pueden llegar a detectar es el vapor que desprenden las minas, que contienen sustancias muy diversas que los perros adiestrados son capaces de reconocer.

Otra alternativa que existe consiste en la utilización de ratas de Gambia para la detección de minas antipersona. Una investigación belga (Proyecto APOPO) ha estudiado esta posibilidad debido a que este tipo de ratas pueden ser sociables y fáciles de adiestrar, y que su capacidad para la detección de ciertos olores es igual o superior a la de los perros.

El adiestramiento de las ratas comienza en pequeñas jaulas de muy diversos tipos, normalmente denominadas cajas de Skinner, y los resultados se registran directamente en el ordenador, lo que permite identificar de forma rápida y eficaz las ratas más receptivas. Una vez analizado los datos y se ha determinado que la rata es apta para captar los olores que desprenden las minas, se sueltan en la zona minada para comenzar la detección de las minas.



Figura 44. Rata realizando rastreo de minas

5.4.3. Desminado mecánico

Cada vez se fabrican más dispositivos mecánicos para explotar, destruir o aislar minas. Los primeros dispositivos utilizados a tales fines solían ser pesados, poco fiables y poco potentes.

En la actualidad, estos dispositivos sólo se utilizan para reducir el riesgo que pueda suponer cortar la maleza, levantar minas activadas por un alambre de disparo y destruirlas como parte del proceso de reducción de la superficie.

Un ejemplo de dispositivo mecánico es el Bozena 4, desarrollado por Way Industry. Se trata de un sistema remoto de remoción de minas el cual utiliza un sistema de cadenas ligero. Está diseñado para remover minas antipersonales (AP) y antitanques (AT) de hasta 9 kg de TNT.



Figura 45. Bozena 4, dispositivo para el desminado mecánico.

6. GROUND PENETRATING RADAR (GPR)

En esta parte del trabajo se explica lo que es un GPR, también conocido como georadar, así como los parámetros a tener en cuenta a la hora de diseñar un sistema GPR. Además, se detalla el proceso de cómo se transmite y recibe la información a través de las ondas electromagnéticas.

6.1. INTRODUCCIÓN

La posibilidad de detectar objetos enterrados de forma remota ha fascinado a la humanidad durante siglos. Por ese motivo, en las últimas décadas las técnicas de prospección geofísica han tenido un gran desarrollo gracias a los avances técnicos y tecnológicos. Por otro lado, el desminado es un problema crítico que enfrentan muchos países de todo el mundo actualmente y la situación puede verse agravada por los desastres naturales o de desarrollo de la tierra.

Por lo tanto, es un tema urgente que hay que poner solución con el objetivo detectar minas terrestres en el suelo y quitarlas con seguridad. Para la correcta y segura detección, se requieren métodos de detección basados en la no-contacto, es decir, que el sensor no toque la superficie terrestre.

Una de las técnicas más utilizadas hoy en día para la detección de minas es el GPR, también conocido como georadar. El georadar (Ground Penetrating Radar) se basa en la emisión de impulsos electromagnéticos de muy corta duración y a una alta frecuencia y en el principio de reflexión de ondas electromagnéticas que se propagan en el medio. Estas ondas electromagnéticas son debidas a cambios en los parámetros electromagnéticos del terreno: conductividad, permitividad eléctrica y permeabilidad magnética.

El resultado de esta técnica consiste en la generación de una imagen del subsuelo, denominado radiograma, con una altísima resolución para localizar y detectar elementos enterrados u objetos extraños en el subsuelo, como las minas.

6.2. HISTORIA

El primer uso de señales electromagnéticas para la determinación de la presencia de objetos metálico en la superficie terrestre se atribuye a Christian Hülsmeier, inventor, físico y empresario alemán. Hülsmeier inventó el “Telemobiloscope”, el cual lo relacionan con la invención del radar, pero este dispositivo no era capaz de medir directamente la distancia a un objetivo. El Telemobiloscope fue, sin embargo, el primer dispositivo patentado mediante ondas de radio para detectar la presencia de objetos enterrados. Seis años más tarde apareció el primer uso de un dispositivo para la detección de objetos enterrados desarrollado por los alemanes Leimbach and Löwy. Su técnica consiste en enterrar antenas dipolo en una serie de agujeros verticales y comparaban las ondas recibidas cuando se utilizaban pares sucesivos para transmitir y recibir.

Ya en 1926 el Dr. Hülsenbeck introduce el sistema de radar por pulsos, lo que permitió mejorar notablemente la resolución en profundidad. Uno de las primeras prospecciones usando la técnica de georadar se llevó a cabo en Austria en 1929, donde W.Stern midió la profundidad de un glaciar.

Después de este hecho, la técnica de georadar queda abandonada por muchos años, y no es hasta después de la segunda guerra mundial que esta tecnología se retoma, en especial orientada a aplicaciones militares, tales como localizar túneles en la zona desmilitarizada comprendida entre Corea del Norte y Corea del Sur.

Años después, diversas empresas de servicio público y del ámbito de la construcción empezaron a interesarse en esta técnica con el fin de localizar líneas de conducción bajo las calles de las ciudades. En torno a 1980, se utilizó esta técnica para explorar mesas de agua y depósitos de sal.

Finalmente, en 1985 se vendieron los primeros geo radares (GPR) y los primeros libros de referencia globales fueron escritos en la década de 1990.

6.3. APLICACIONES

En las últimas décadas las técnicas de prospección geofísica han tenido un gran desarrollo gracias a los avances técnicos y tecnológicos. A medida que los requisitos han ido incrementando, los equipos se han ido adaptando y refinando. Hoy en día, hay un amplio rango de aplicaciones donde se utiliza el georadar. Las más importantes son las siguientes:

- Investigaciones arqueológicas.
- Detección de minas antipersona y anti tanque.
- Imagen médica.
- Evaluación del estado de la construcción.
- Investigación de suelos contaminados.
- Investigaciones forenses.
- Inspección de carreteras.
- Estado de las paredes.

6.4. DISEÑO DEL SISTEMA DE UN GEORADAR (GPR)

Hoy en día, el uso de geo radares esta aumentado y por ese motivo el rango de aplicaciones es muy amplio. En la selección de un georadar dependen una serie de parámetros, como, la frecuencia de trabajo, el tipo de antena, etc.

La selección del rango de frecuencia de trabajo, el esquema de modulación y el tipo de antena y su polarización dependen de una serie de factores en las cuales se puede incluir el tamaño y la forma del objetivo, las propiedades de transmisión que influyen en el medio y las características del subsuelo.

Para trabajar correctamente, el georadar debe lograr:

- Una señal adecuada para prevenir los ecos no deseados en los elementos electrónicos.
- Una señal adecuada para prevenir el ruido generado en el medio.
- Una resolución espacial adecuada del objetivo.
- Una resolución de profundidad adecuada del objetivo.

6.4.1. Componentes y funcionamiento del GPR

Un sistema GPR se compone básicamente de una antena emisora, otra antena receptora, una unidad de control para el procesamiento y tratamiento de los datos y un display o pantalla para visualizar los perfiles de onda generados. En la figura 46 se puede visualizar la estructura básica de un georadar.

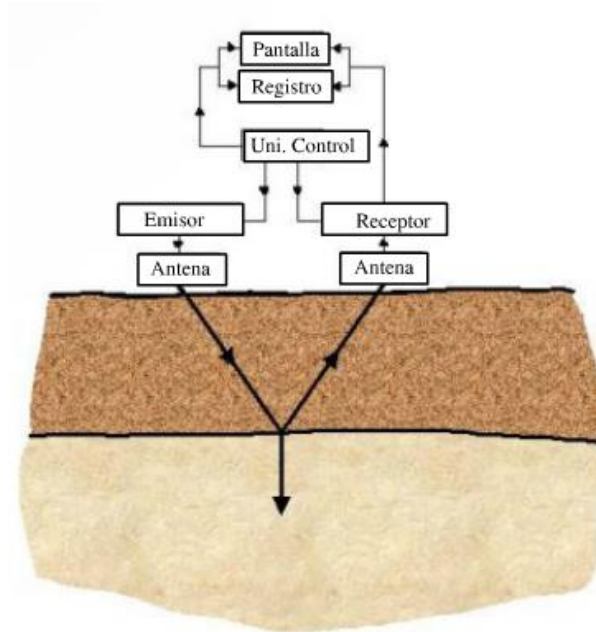


Figura 46. Estructura de un sistema GPR.

En la siguiente figura se muestra el diagrama de bloques de un georadar genérico. En el siguiente diagrama se puede observar el funcionamiento típico de un georadar.

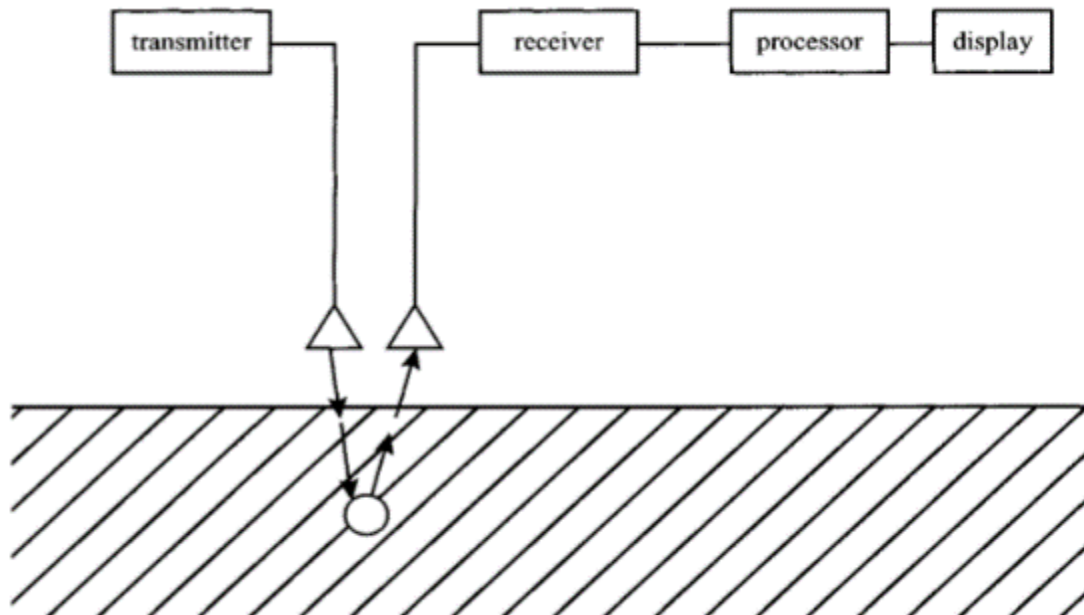


Figura 47. Diagrama de bloques de un GPR genérico.

El principio básico de funcionamiento del georadar se basa en:

- Mediante la unidad central se programa un pulso electromagnético generado por medio de la antena emisora una onda electromagnética con una frecuencia característica. Esta frecuencia puede comprender diferentes valores, según la

aplicación se desea. Las unidades de trabajo de estas frecuencias son del orden de MHz o GHz.

- La onda electromagnética se va propagando por el medio hasta que alcanza una zona u objeto cuyas propiedades son diferentes a las propiedades de la onda electromagnética enviada.
- Parte de la energía electromagnética de la onda sigue transmitiéndose y parte se refleja hacia la superficie, mientras que el resto de energía sigue propagándose por el medio. Esta propagación genera sucesivas reflexiones que pueden ser estudiadas posteriormente.
- La onda electromagnética refleja se recibe a través de la antena receptora y es analizada y registrada por la unidad central para su posterior tratamiento e interpretación.

Cabe destacar que dependiendo del tipo de aplicación y de la profundidad de trabajo que se desee, debe utilizarse una o varias antenas de emisión y recepción. Esto conlleva a que la frecuencia de emisión de los pulsos (KHz), la duración (nanosegundos) y la amplificación de la señal depende de la profundidad de trabajo y del problema a solventar.

7. ESTUDIO PREVIO MOTORES

La selección de los motores es uno de los factores más importantes para poder cumplir con los requerimientos que el dron requiere. Estos elementos son los encargados de suministrar la potencia necesaria para poder operar en diferentes condiciones de vuelo.

Por ello, se han utilizado diversos programas con un amplio abanico de motores para la elección de los mismos en función de las necesidades que tiene nuestro diseño. Para realizar las diversas configuraciones del hexacóptero se han utilizado los software's proporcionados por las siguientes páginas web:

- <http://www.drone-configurator.com/>
- <http://www.ecalc.ch/>

Uno de los aspectos que se tiene que tener en cuenta es la relación empuje/peso. Esta relación debe ser mayor o igual a 2, como se comentará posteriormente en el estudio aerodinámico del apartado 8. Con los motores trabajando al 50% se garantiza un correcto funcionamiento del mismo.

7.1. POSIBLES CONFIGURACIONES DEL HEXACÓPTERO.

En este apartado se han realizado diversas configuraciones para encontrar la configuración idónea atendiendo a la finalidad del proyecto y, sobretodo, al factor económico.

7.1.1. Configuración 1

La primera configuración se extrajo utilizando el programa Ecalc. Los datos que se introdujeron para obtener dicha configuración son los siguientes:

- Peso del modelo con motorización: 1560 gramos.
- Altura de trabajo: 1 metro.
- Tipo de batería: 10000 mAh 65/100C – 4S. (descarga 85%).
- ESC: 60 A.
- Accesorios: Georadar y OpenPilot.
 - Peso: 3606 gramos.
- Motor: EMAX GT 2826-06 710 KV.
- Tipo de hélice: Graupner E-Pro 12x6”.

Los resultados obtenidos mediante este software se detallan en la figura 48:

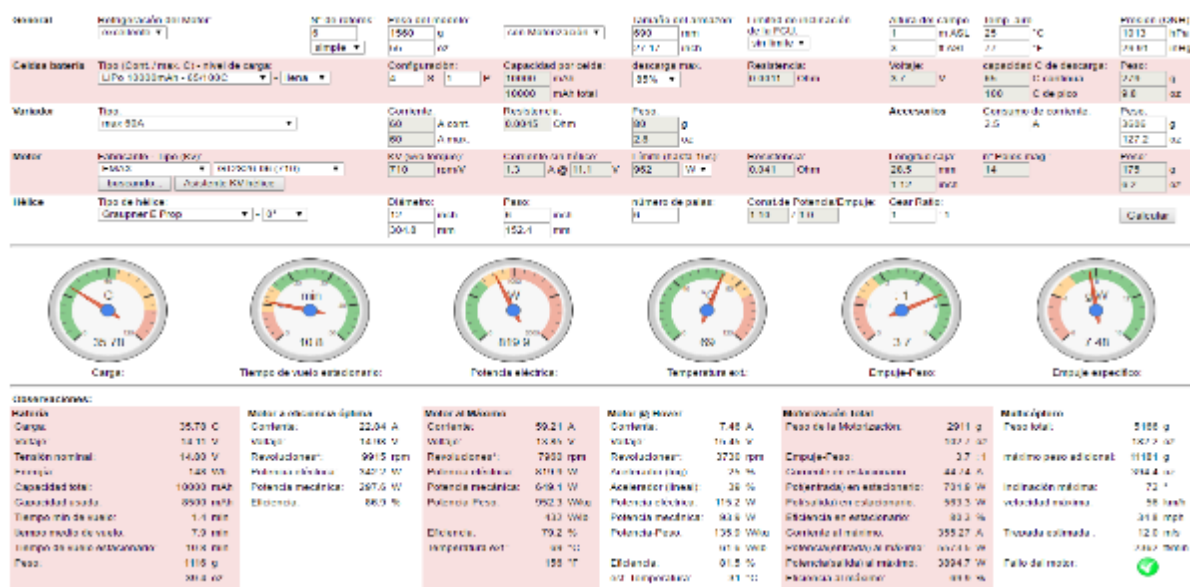


Figura 48. Primera configuración de hexacóptero

Como se observa, esta configuración soporta la carga de una manera eficiente ya que precisa de 35,78 C. En este caso, se podría aplicar una batería de menor C por una cuestión económica. Debido a la gran capacidad de la batería, el dispositivo tiene una autonomía de 10,8 minutos de vuelo.

Algunos de los aspectos negativos de esta configuración son:

- Potencia eléctrica: 819,9 W. Tal y como se observa en el gráfico, está situada en una zona delicada. Se debería reducir la potencia eléctrica para que estuviera en la zona óptima de trabajo.
- Temperatura exterior: la temperatura de trabajo es de 69°C. Esta temperatura debería ser algo inferior ya que trabajar con altas temperaturas puede perjudicar los componentes del hexacóptero.

Finalmente, se puede observar que el empuje es de 3,7 veces el peso total del dron.

El presupuesto de esta configuración es el siguiente:

Componente	Características	Unidades	Precio unitario	Gastos de envío	Precio total
Batería	10000 mAh 65/100C – 4S LiPo	1	58,99 €	0	48,99 €
Motor	EMAX GT 2826- 06 710KV	6	45 €	4,50 €	274,50 €
ESC	HobbyWing Skywalker 60A con UBEC	6	17 €	0 €	102,00 €
Hélices	Hélice Graupner 12x6-L E-prop (Inversa)	3	6,90 €	0 €	20,70 €
	Helice Graupner 12x6-L E-prop	3	6,90 €	0 €	20,70 €
Adaptador hélices	Adaptador Helices Graupner 8 mm a 5 mm	6	1,50 €	0,00 €	9,00 €
Mando+Receptor	Flysky FS-i6 AFHDS 2A 2.4GHz 6CH	1	50,77 €	6,30 €	57,07 €
Pegamento	Fija tornillos	1	12,50 €		12,50 €
PBD con conectores	Placa de distribución con conector t-dean	1	7,90 €		7,90 €
Controlador de vuelo	Naze32 32-bit STM32 10DOF	1	39,00 €		39,00 €

Figura 49. Presupuesto configuración 1 hexacóptero

TOTAL 602,36 €

7.1.2. Configuración 2

Para la segunda configuración se utilizó el configurador de la página web “drone-configurator”.

Este tipo de página web tiene la opción de guardar la configuración y generar un código URL. Este código URL es el siguiente:

- <http://www.drone-configurator.com/es/configurador/4092/>

Para esta configuración se han introducido los siguientes datos en el software:

- Estructura: Tarot FY690S (Peso:725g).
- Peso del modelo con motorización: 1560 gramos.
- Altura de trabajo: 1 metro.
- Tipo de batería: Turnigy Nano Tech 6S 65 C 3300 mAh.
- ESC: ZTW Spider 50 A.
- Accesorios: Georadar y OpenPilot
 - Consumo: 2,5 A.
 - Peso: 3606 gramos.
- Motor: Sunnysky X4110S -460 KV
- Tipo de hélice: Graupner E-Pro 12x3,8"

En la figura 50 se aprecia dicha configuración:

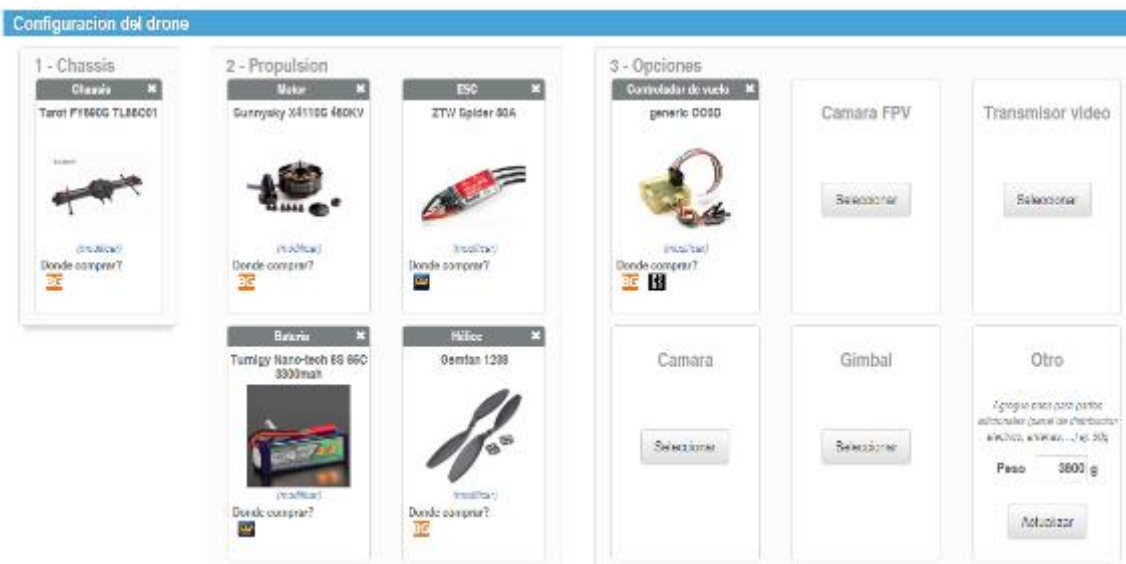


Figura 50. Configuración 2 del drone.

Con esta configuración se observan los resultados en la figura 51:

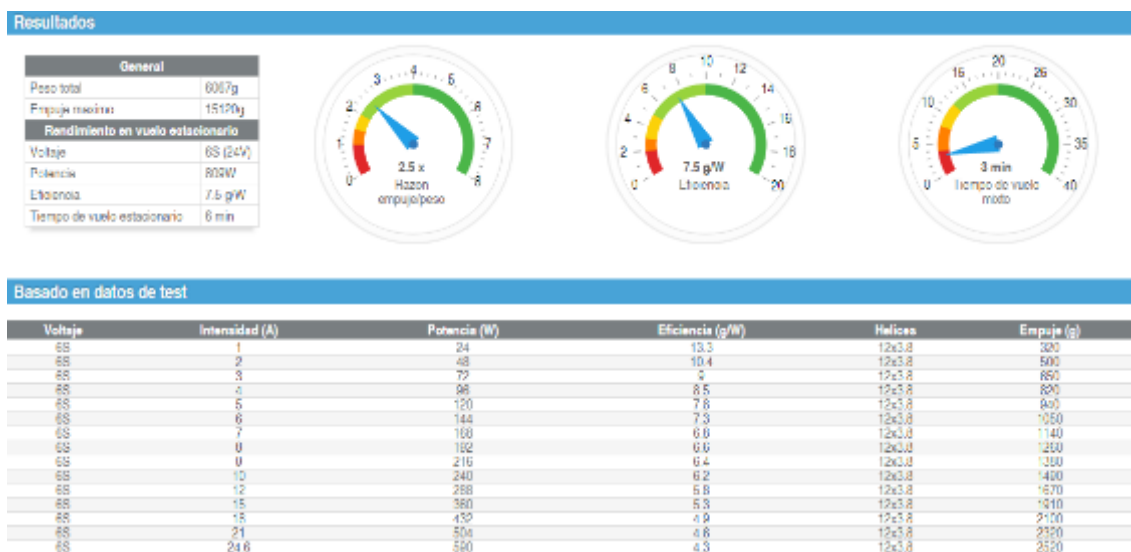


Figura 51. Resultados obtenidos mediante software con la configuración 2.

Tal y como se observa en los resultados que nos proporciona la aplicación web, el peso total de trabajo es de 6067 gramos. Este valor es muy aproximado al que calculamos previamente de 6106 gramos.

Mediante esta configuración, se obtiene un empuje total de 15120 gramos, muy superior al deseado. Por lo tanto, este tipo de motor es una buena opción para nuestra configuración. Cabe destacar, que este empuje es a un rendimiento del 100%. Normalmente, el trabajo no suele desarrollarse a unos rendimientos tan altos, por lo tanto, el empuje será de un valor menor para asegurar el correcto funcionamiento de los componentes:

El presupuesto para esta configuración está detallado en la figura 53:

Chasis	Motor	ESC	Batería	Helice	Controlador de vuelo	Camara FPV	Transmisor video	Camara	Gimbal
102,67 €	251,67 €	127,39 €	82,93 €	17,84 €	13,79 €	*	*	*	*

576,27 €

Figura 52. Presupuesto de la configuración 2.

Cabe destacar que, en este precio, faltaría añadir el mando RC, el fija tornillos y el cargador de la batería, que aproximadamente asciende a 100€ más.

7.1.3. Configuración 3

Para la realización de la configuración 3 se ha utilizado el software utilizado en la primera configuración.

Para esta configuración se han utilizado los siguientes componentes:

- Peso del model: 725 gramos.
- Altura de trabajo: 100 metros.

- Tipo de batería: 5000 mAh 35C/50C – 3S. (descarga 85%).
- ESC: 60 A.
- Accesorios: Georadar y OpenPilot
 - Peso: 3606 gramos.
- Motor: EMP N4240-07 850 KV
- Tipo de hélice: Graupner E-Pro 12x6"

Los resultados obtenidos con esta configuración se visualizan en la figura 53:

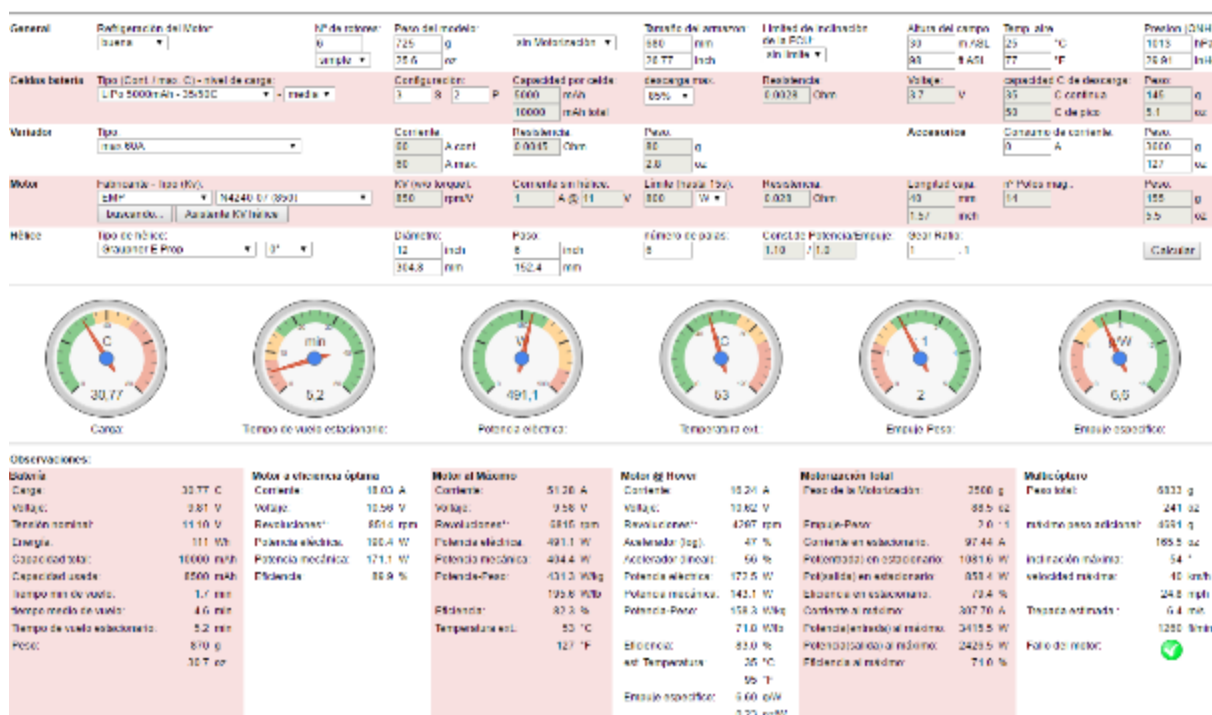


Figura 53. Resultados de la configuración 3.

Como se observa, este tipo de configuración soporta la carga de una manera eficiente ya que precisa de 30,77 C. En este caso, se podría aplicar una batería de menor C por una cuestión económica. A mayor cantidad de C en una batería, se proporciona una mayor potencia inmediata, es decir, las baterías de mayor C se suelen utilizar en vehículos aéreos no tripulados de acrobacias. Este tipo de vehículo necesita más potencia en un rango de tiempo muy pequeño, debido a que no realiza ningún tipo de acrobacia.

Debido al gran peso aplicado, el dispositivo tiene una autonomía de vuelo baja. Para aumentar este tiempo se configuraron dos baterías en paralelo para doblar la capacidad de la batería, proporcionando una autonomía de aproximadamente 5,2 minutos.

Por último, el empuje total se multiplica por 2 veces el peso total del hexacóptero. Por lo tanto, estaríamos dentro del rango óptimo de funcionamiento.

En la figura 54 se visualiza el presupuesto de dicha configuración:

Componente	Características	Unidades	Precio unitario	Gastos de envío	Precio total
Batería	2x3S 35C 11,1V 5500 mAh LiPo	1	48,99 €	0	48,99 €
Motor	EMP N4240/7 850KV	6	35 €	4,50 €	214,50 €
ESC	HobbyWing Skywalker 60A con UBEC	6	17 €	0 €	102,00 €
Hélices	Hélice Graupner 12x6-L E-prop (Inversa)	3	6,90 €	0 €	20,70 €
	Hélice Graupner 12x6-L E-prop	3	6,90 €	0 €	20,70 €
Adaptador helices	Adaptador Hélices Graupner 8 mm a 5 mm	6	1,50 €	0,00 €	9,00 €
Mando+Receptor	Flysky FS-i6 AFHDS 2A 2.4GHz 6CH	1	50,77 €	6,30 €	57,07 €
Pegamento	Fija tornillos	1	12,50 €		12,50 €
PBD con conectores	Placa de distribución con conector t-dean	1	7,90 €		7,90 €
Controlador de vuelo	Naze32 32-bit STM32 10DOF	1	39,00 €		39,00 €
TOTAL					532,36 €

Figura 54. Presupuesto de la configuración 3.

7.1.4. Conclusiones de las configuraciones

Observando todas las posibles configuraciones que se han realizado se puede comentar lo siguiente:

- **Configuración 1:**

De la primera configuración se puede comentar que la configuración a través de la web www.ecalc.ch no es del todo realista, ya que, con todos los componentes y accesorios acoplados al dispositivo, el peso total que se prevé con esta configuración es muy bajo respecto al calculado.

Atendiendo a esta circunstancia y al elevado presupuesto se ha descartado esta configuración.

- **Configuración 2:**

La configuración 2 realizada a través <http://www.drone-configurator.com> era una posible configuración ya que nos proporcionaba un empuje de 15 kg. En cambio, no disponíamos de una gran autonomía de vuelo. Este factor significaba que había que aumentar la capacidad de las baterías, provocando un aumento en el presupuesto final.

Además, otro factor importante es que todos los componentes eran proporcionados a través de empresas chinas, lo cual provoca que el tiempo de entrega fuese muy elevado.

Por todos los aspectos mencionados anteriormente, esta configuración también se ha descartado.

- **Configuración 3:**

La configuración 3 realizada a través de www.ecalc.ch era la configuración que habíamos determinado para adquirir para instalarla en nuestro dispositivo, ya que era un presupuesto que se podía afrontar y proporcionaba una buena relación empuje/peso y una autonomía decente.

Finalmente, esta configuración no se adquirió ya que los proveedores no tenían la cantidad de motores necesarias y, además, profesionales del mundo de aeromodelismo, nos advirtieron que este tipo de motor y tipo de batería precisaban de una batería tipo 6S en lugar de una de 3S. Una batería de 3 celdas (3S) no serían útiles para nuestro proyecto debido al gran peso total que tiene el dispositivo.

Atendiendo a todas estas discrepancias y dudas que se nos generaron, se contactó con una empresa de aeromodelismo (RCOcio), situada en Logroño, y nos proporcionó su ayuda y la tutorización en la parte electrónica con la finalidad de promocionar la empresa en el ámbito universitario. La persona responsable de RCOcio fue Pedro, que nos proporcionó una opinión sobre la configuración que queríamos implantar y nos dio una serie de pautas para el correcto funcionamiento de nuestro dron, atendiendo al factor económico

Por ese motivo, se decidió visitar la empresa y estar una semana allí para realizar todas las pruebas y configuraciones necesarias. Bajo la tutorización de RCOcio, se realizó la configuración e implementación de la controladora CC3D. Además, se realizaron todas

las pruebas de vuelo en un campo de vuelo de aeromodelismo. Finalmente, la configuración (motores, baterías, ESC y hélices) que nos proporcionó es la siguiente:

- Motor EMP N3548-05 790 Kv 800W: es un motor muy similar al que se había optado anteriormente, pero este dispone de más potencia.
- ESC Hobbywing SkyWalker 60A: este tipo de controlador de velocidad de los motores es el mismo que se había optado anteriormente y además es el que nos recomienda el fabricante del motor.
- Hélices APC 12x7: el fabricante del motor recomienda este tipo de hélice y la marca APC proporciona un mayor empuje que las que habíamos optado, las Graupner.
- Batería 6S 5000 mAh 20C: tal y como se nos había comentado a través de especialistas, la batería que debe ser instalada en nuestro dispositivo debe ser una batería de 6S. Este tipo de batería es de 20C debido a que no necesitamos muchas C ya que nuestro proyecto se basa en un vuelo constante y suave, donde el factor más importante es la estabilidad.

Atendiendo a estos requerimientos, el presupuesto de los componentes necesarios más el precio de la estructura comprada anteriormente para nuestro dispositivo es el siguiente:

Componente	Características	Unidades	Precio unitario	Gastos de envío	Precio total	Proveedor
Batería	6S 5000 mAh 20C	1	55,00 €	0	55,00 €	RCOcio
Motor	EMP N3548-05 790Kv 850W	6	32 €	0,00 €	192,00 €	RCOcio
ESC	HobbyWing Skywalker 60A con UBEC	6	16 €	0 €	93,54 €	Ebay
Hélices	Hélice APC 12x7 (Inversa)	3	6,00 €	0 €	18,00 €	RCOcio
	Hélice APC 12x7	3	6,00 €	0 €	18,00 €	RCOcio
Adaptador hélices	Adaptador Hélices 8 mm a 5 mm	6	1,50 €	0,00 €	9,00 €	RCOcio
Mando+Receptor	Flysky FS-i6 AFHDS 2A 2.4GHz 6CH	1	65,90 €	0,00 €	65,90 €	Rc-innovations
Pegamento	Fija tornillos	1	4,50 €		4,50 €	RCOcio
Avisador batería	(Nos lo regalan)	1	0,00 €	0	0,00 €	RCOcio
Cargador batería	SKYRC E6 36 euros	1	36,00 €		34,00 €	RCOcio
PBD con conectores	Placa de distribución con conector T-Dean	1	7,90 €	0	7,90 €	RC-tecnic
Controlador de vuelo	OpenPilot CC3D	1	22,00 €		22,00 €	RCOcio
Estructura	Tarot FY680S Iron Man	1	150,00 €	5,90 €	155,90 €	Rc-innovations
TOTAL					677,74 €	

Figura 55. Presupuesto de configuración inicial

8. ESTUDIO MECÁNICO

8.1. INTRODUCCIÓN

El objetivo principal de este proyecto desde el ámbito mecánico es estudiar el comportamiento de una estructura de un hexacóptero al cual se le introduce un sistema GPR (Ground Penetrating Radar) para la detección de minas antipersona.

El estudio mecánico se centrará en diferentes apartados:

- Estudio aerodinámico para establecer la potencia necesaria que han de proporcionar los motores según varios teoremas como son: el Teorema de Cantidad de Movimiento (TCM) y el Teorema de Elemento de Pala (TEP). Para ello, se centrará el estudio en cuatro posibilidades de vuelo; vuelo en punto fijo, vuelo axial ascendente, vuelo axial descendente y vuelo de avance.
- Estudio de deformación y tensión de los brazos, chasis del hexacóptero y las escuadras nerviadas. Para ello se realizará un estudio analítico inicial y un estudio mediante una herramienta de CAD para corroborar los datos. Para confirmar estos estudios teóricos, se realizarán unas pruebas dónde se solicitará a flexión uno de los brazos del hexacóptero. Para ello es necesario la colocación de unas galgas extensiométricas, un montaje sencillo de puente de Wheatstone, un amplificador para poder obtener señales con mayor sensibilidad y poder obtener datos de deformación válidos. Con estos datos se podrá decidir si la estructura es válida para soportar los esfuerzos derivados de la carga del equipo GPR. Seguidamente, a partir de los datos analíticos se realizará un estudio del chasis del hexacóptero mediante herramientas CAD para verificar la viabilidad del chasis del hexacóptero. Por otro lado, se compararán los datos obtenidos en las pruebas de laboratorio con los datos teóricos obtenidos analíticamente y mediante las herramientas de CAD. Con estos valores se decidirá si es necesario reforzar la estructura, ya que ésta en un principio, no ha sido diseñada para el transporte de ninguna carga.
- Diseño y construcción de un soporte para el equipamiento GPR. Este soporte deberá fijar el equipamiento a una altura estable, ya que es de vital importancia la distancia a la que se encuentra el georadar del suelo, para la obtención de datos fiables. Dentro de este diseño se estudiarán las diferentes opciones geométricas que se pueden introducir al dron, a su vez, se escogerá el material con el cual se construirá dicho soporte.

8.2. ESTUDIO AERODINÁMICO PARA LA SELECCIÓN DE MOTORES

Este apartado se centra en el estudio en diferentes operaciones de vuelo para determinar la potencia mínima que necesitan desarrollar los motores.

Los principios físicos que explican la sustentación de cualquier aeronave se basan en la creación de una fuerza de empuje en dirección contraria a la gravedad. Para ello se emplean rotores a los que se les acoplan hélices que dependiendo del tamaño y la velocidad conseguirán ejercer una determinada fuerza, permitiendo controlar el movimiento de la aeronave.

Para poder determinar la potencia requerida que deben proporcionar los motores instalados en el hexacóptero hay que tener en cuenta distintas operaciones de vuelo, como son:

- Vuelo a punto fijo.
- Vuelo vertical ascendente.
- Vuelo vertical descendente.
- Vuelo de avance.

Una de las teorías que describe el comportamiento de la aeronave en estas condiciones de funcionamiento es la Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM).

Se utiliza también la Teoría de Elemento de Hélice (TEP), puesto que ofrece resultados que se acercan más a la realidad.

8.2.1. Cálculo de la potencia requerida según la TCM

Para poder realizar los cálculos es necesario fijar una serie de condiciones iniciales o hipótesis para aplicar la TCM:

- Movimiento en estado estacionario, todas las variables dependen exclusivamente del punto en el espacio, no del tiempo.
- Proceso adiabático.
- Movimiento uniforme y unidimensional.
- Fluido incomprensible, es decir, la densidad del fluido se considera constante.
- Efectos derivados de la viscosidad despreciables, ya que Número de Reynolds $\gg 1$ (relación entre las fuerzas de inercia y las viscosas).
- Sustitución de las palas por un disco totalmente poroso de radio R .

Para poder aplicar las diferentes ecuaciones, primeramente, cabe definir un volumen de control. Dicho volumen de control empieza en el infinito agua arriba. El fluido se acelera a medida que se acerca al disco rotor.

En la figura 56 se visualiza dicho volumen de control.

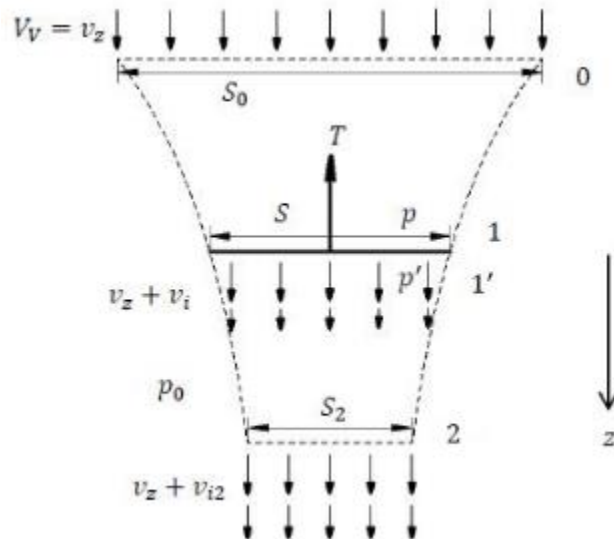


Figura 56. Volumen de control del fluido al paso por el rotor

Los ejes en los que plantearán las ecuaciones son x_i , y_i y z_i ligados al rotor. La velocidad del helicóptero en estos ejes es v_x , v_y y v_z y en ejes globales es V_H , V_{L_y} y V_V .

Por otro lado, debido a que según la altitud en la que se realicen las operaciones la densidad del aire puede ser bastante variable, hay que tener en cuenta este factor a la hora del cálculo de la potencia, puesto que la densidad influye en el cálculo de la misma.

Para realizar el cálculo de la densidad del aire en función de la altitud se utiliza el modelo de la ISA (Atmósfera Estándar Internacional), que permite obtener los valores de presión, temperatura, densidad y viscosidad del aire en función de la altitud.

La ecuación que hace posible el cálculo de la densidad es:

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot \left(\frac{T_0 + \lambda \cdot h}{T_0} \right)^{-\frac{g}{R \cdot \lambda} - 1} \quad [8.1]$$

Dónde:

- $\rho(h)$: densidad a una altura h determinada.
- ρ_0 : densidad a nivel del mar [kg/m^3].
- T_0 : temperatura a nivel del mar [K].
- λ : gradiente térmico = $-6,5 \cdot 10^{-3}$ [K/m]

- h : altura a la que está siendo evaluada la densidad.
- R : constante de los gases perfectos para el aire = 287 [J/kg·K].
- g : gravedad a nivel del mar = 9,81 [m/s²].

Por lo tanto, la ecuación 8.1 observando los valores establecidos en el anexo E quedaría definida de la siguiente manera:

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot \left(\frac{288,15 - 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot h}{288,15} \right)^{-\frac{9,81}{287 \cdot 6,5 \cdot 10^{-3}} - 1}$$

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{6,5 \cdot 10^{-3} \cdot h}{288,15} \right)^{4,2586} \quad [8.2]$$

Falta por conocer en esta nueva ecuación 8.2 la densidad del aire a nivel del mar y la altura de funcionamiento del dron. Como el dron vuela a ras de suelo debido a su funcionalidad, esta altura irá en función de la localidad donde se realicen las operaciones de detección de minas antipersona. Para realizar unos primeros cálculos estimados, y puesto que el trabajo fue inspirado por la gran cantidad de minas antipersona que se encuentran en Colombia, se escogerá como dato inicial la altitud a la que se encuentra la capital de dicho país: Bogotá, es decir, 2625 metros.

Por otro lado, la densidad del aire a nivel del mar tiene un valor de 1,225 kg/m³. Por lo tanto:

$$\rho(2625m) = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{6,5 \cdot 10^{-3} \cdot 2625}{288,15} \right)^{4,2586} \rightarrow \rho(2625m) = 0,9446 \text{ kg/m}^3$$

8.2.1.1. **Potencia en vuelo a punto fijo**

El vuelo a punto fijo dicta que la velocidad relativa del rotor respecto del aire es cero. Es decir que hace referencia a la potencia requerida para un vuelo axial con velocidad de ascenso nula. Las cargas y las velocidades son uniformes en las hélices e independientes de la posición azimutal. La posición azimutal hace referencia junto a la elevación a las coordenadas de un cuerpo en el aire, es decir que la posición azimutal hace referencia a la orientación del cuerpo. Concretamente, el azimut es el ángulo que forma un cuerpo con respecto al Norte, medido en sentido de rotación de las agujas de un reloj.

La fuerza que debe generar el hexacóptero es igual a la del peso propio del dron más la carga derivada del sistema GPR, en total se estima una carga de 7,5 kg. Como que

esta carga es superada por los seis motores de los cuales va proveído el hexacóptero, cada motor debe proporcionar como mínimo una sexta parte de esta carga, es decir, 1,25 kg, o lo que es lo mismo: 12,2625 N.

Como los motores no pueden funcionar en un régimen de trabajo de potencia máxima de manera continuada, es necesario aplicar un factor de seguridad. Normalmente se conoce a este factor como la relación empuje/peso. Para que el motor trabaje aproximadamente al 50% de su potencia máxima es necesario tener una relación empuje/peso mínima de 2. Lo que conlleva a que la carga a levantar sea el doble, es decir: 24,525 N.

Las ecuaciones que se considerarán se desarrollan a continuación. La primera es la ecuación de conservación de la masa.

$$\dot{m} = \int \rho \cdot \vec{v} \cdot d\vec{S} \rightarrow \dot{m} = \rho \cdot S \cdot (v_z + v_i) \quad [8.3]$$

Dónde:

- \dot{m} = caudal másico de fluido.
- ρ = densidad de fluido.
- S = área transversal a la dirección del fluido.
- v_z = velocidad axial en la dirección z.
- v_i = velocidad inducida al fluido.

En el caso de vuelo a punto fijo, siendo la velocidad axial en el eje 0 de valor nulo, la ecuación 8.3 queda simplificada de la siguiente manera:

$$\dot{m} = \rho \cdot S \cdot v_i \quad [8.4]$$

La siguiente ecuación a utilizar es la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento. Esta ecuación indica que para averiguar la cantidad de movimiento de un fluido que se mueve según un campo de velocidades, es necesario sumar la cantidad de movimiento de cada partícula del fluido, es decir, de cada diferencial de masa o elemento infinitesimal:

$$\vec{T} = \int \vec{v} \cdot dm = \int \vec{v} \cdot \rho \cdot d\vec{V} \quad [8.5]$$

Dónde:

- \vec{v} = vector velocidad de la partícula.
- dm = diferencial de masa.
- ρ = densidad de fluido.
- $d\vec{V}$ = diferencial de volumen.

También se puede renombrar la ecuación 8.5 de la siguiente manera:

$$\vec{T} = \int p \cdot d\vec{S} + \int \rho \cdot \vec{v} \cdot (\vec{v} \cdot d\vec{S}) \quad [8.6]$$

Dónde:

- p = presión del fluido en un punto determinado.

Cabe detallar que se considera que la presión es constante en toda la superficie de control y por tanto el primer término de la ecuación 8.6 es de valor nulo.

Resolviendo la ecuación 8.6 el valor de la fuerza T viene dado por la siguiente ecuación:

$$T = \rho \cdot S_2 \cdot (v_z + v_{i2})^2 - \rho \cdot S_0 \cdot v_z^2 \rightarrow T = \dot{m} \cdot (v_z + v_{i2}) - \dot{m} \cdot v_z$$

$$\rightarrow T = \dot{m} \cdot v_{i2} \quad [8.7]$$

Dónde:

- v_{i2} = velocidad inducida en la sección 2.

La tercera ecuación es la de la conservación de la energía. La potencia que el motor aplica al rotor se está consumiendo al incrementar la energía del aire que pasa por el rotor.

$$E = \int \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\vec{v} \cdot d\vec{S}) \cdot |\vec{v}|^2 \quad [8.8]$$

Se considera que la potencia ideal P_{id} como la potencia que se está aplicando sobre el rotor. Esta potencia es igual a la diferencia de energías cinéticas a la entrada y salida del volumen de control.

$$P_{id} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_2 \cdot (v_z + v_{i2})^3 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_2 \cdot v_z^3 \rightarrow P_{id} = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} [(v_z + v_{i2})^2 - v_z^2] \quad [8.9]$$

También se puede considerar que la potencia ideal es la fuerza obtenida por la velocidad a la que se mueve el aire a través del rotor.

$$P_{id} = T \cdot (v_z + v_i) \rightarrow P_{id} = \dot{m} \cdot v_{i2} \cdot (v_z + v_i) \quad [8.10]$$

Dónde:

- T = fuerza obtenida del aire que circula por el rotor.
- El término $T \cdot v_z$ representa la potencia necesaria para cambiar la energía potencial del rotor.
- El término $T \cdot v_i$ representa la potencia comunicada al aire para producir la tracción del rotor.

Igualando las ecuaciones 8.9 y 8.10 y conociendo que la velocidad axial en el eje z es nula se obtiene una relación entre la velocidad inducida a la altura del rotor y la velocidad inducida cuando z tiende a infinito.

$$\frac{1}{2} \cdot \dot{m}[(v_z + v_{i2})^2 - v_z^2] = \dot{m} \cdot v_{i2} \cdot (v_z + v_i) \rightarrow v_{i2} = 2 \cdot v_i \quad [8.11]$$

Por tanto, la potencia ideal según la TCM en el caso de vuelo a punto fijo viene determinada por la ecuación 8.10 conociendo que la velocidad axial en z es nula y renombrando la velocidad inducida en la sección 2 como v_{i0} (caso de vuelo en punto fijo):

$$P_{id} = T \cdot v_{i0} \quad [8.12]$$

Donde:

- P_{id} : potencia requerida según la TCM para vuelo a punto fijo.
- T : tracción que genera cada motor (24,525 N).
- v_{i0} : velocidad inducida en vuelo a punto fijo.

Aplicando la ecuación 8.7 se puede aislar el valor de la velocidad inducida en vuelo a punto fijo conociendo que la velocidad axial en z es nula:

$$T = \rho \cdot S \cdot (v_z + v_{i0})^2 \rightarrow v_{i0} = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad [8.13]$$

Dónde:

- S_2 = área de proyección del rotor

Como se ha comentado antes, se entiende el área como la de un disco rugoso de radio R , siendo éste, el radio de la hélice. El radio de la hélice escogida tiene un valor de 6", o lo que es lo mismo de 15,24 cm. La ecuación siguiente sirve para calcular el área:

$$S = \pi \cdot R^2 \quad [8.14]$$

Por lo tanto, el área tiene un valor de:

$$S = \pi \cdot (0,1524\text{m})^2 = 0,073\text{m}^2$$

Aplicando la ecuación 8.13 se obtiene el valor de la velocidad inducida:

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{24,525}{2 \cdot 0,9446 \cdot 0,073}} \rightarrow v_{i0} = 13,34 \text{ m/s}$$

Conociendo la velocidad inducida es posible determinar la potencia requerida para vuelo a punto fijo mediante la ecuación 8.12:

$$P_{id} = 24,525 \cdot 13,34 \rightarrow P = 327,13 \text{ W}$$

Esta potencia es necesario recordar que es la potencia requerida a una altitud de 2625 metros. Pero en Colombia hay lugares situados a una altitud mucho mayor con posibilidad de presencia de minas antipersona. En la figura 57 se visualiza como variaría la potencia requerida en función de la altitud:

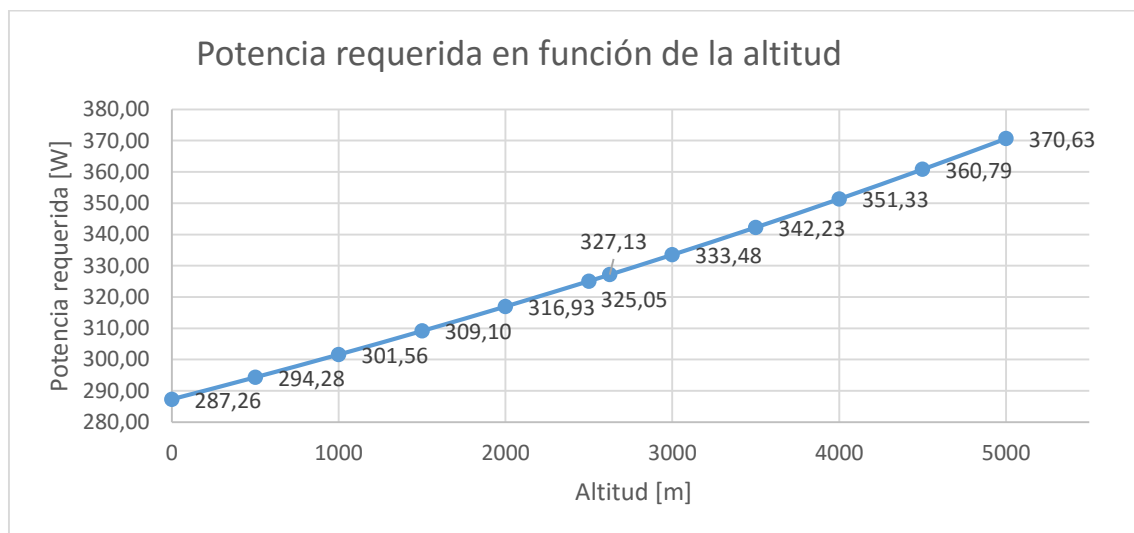


Figura 57. Potencia requerida ideal en función de la altitud

Se observa en el gráfico como a raíz que aumenta la altitud también lo hace la potencia requerida. Esto es debido a que la densidad afecta a la velocidad inducida del fluido, cuanto más altitud exista, menor será la densidad, lo que proporciona que la velocidad inducida para una determinada fuerza de empuje sea mayor.

8.2.1.2. Potencia en vuelo axial ascendente

El vuelo vertical ascendente es la condición de vuelo más sencilla. Las velocidades en el plano del rotor son simétricas respecto al eje de giro. Por otro lado, las fuerzas aerodinámicas sobre las palas son constantes independientemente de la posición angular de éstas.

En la figura 58 se visualiza dicho volumen de control, así como varia la velocidad del fluido y la presión para diferentes valores de z .

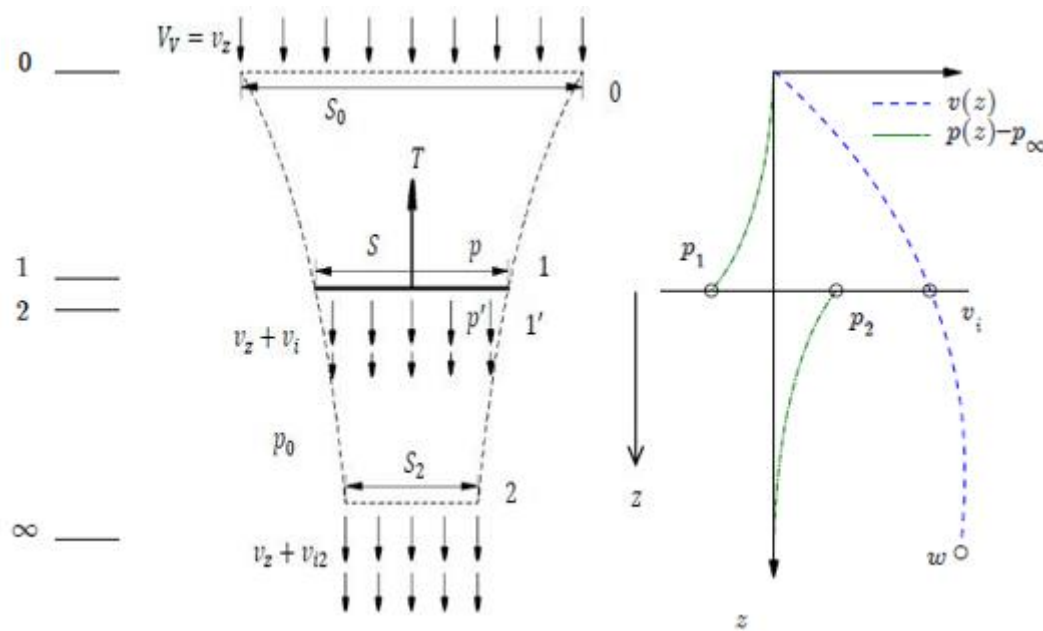


Figura 58. Volumen de control y variaciones de velocidad y presión en vuelo axial ascendente.

A diferencia del vuelo a punto fijo, en el vuelo axial ascendente existe una velocidad axial (v_z). En este caso, por tanto, la potencia requerida viene dada por la ecuación 8.10:

$$P_{id} = T \cdot (v_i + v_z)$$

Dónde:

- v_i : velocidad inducida en vuelo axial ascendente.
- v_z : velocidad de ascenso.

8.2.1.2.1. Salto de presiones en el rotor

Realizando Bernoulli entre las secciones 0-1 y 2-∞ se puede conocer el incremento de presión entre la salida y entrada del rotor:

- B (0-1):

$$p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_z^2 = p + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_z + v_i)^2 \quad [8.15]$$

- B (2-∞):

$$p' + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_z + v_i)^2 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_z + v_{i2})^2 \quad [8.16]$$

Conociendo la relación de la ecuación 8.11:

$$v_{i2} = 2 \cdot v_i \rightarrow p' + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_z + v_i)^2 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_z + 2 \cdot v_i)^2 \quad [8.17]$$

Para calcular el incremento de presión entre la sección 2 y la sección 1, solo es necesario relacionar las ecuaciones 8.15 y 8.17:

$$p' - p = 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot (v_z + v_i) \quad [8.18]$$

Este incremento de presión también se puede calcular a través de la fuerza de empuje que genera el motor:

$$p' - p = \frac{T}{S} \quad [8.19]$$

De manera que igualando las ecuaciones 8.18 y 8.19 se obtiene:

$$T = 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot S \cdot (v_z + v_i) \quad [8.20]$$

El cálculo de la potencia requerida puede quedar determinado de igual manera mediante la siguiente expresión:

$$P_{id} = 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot S \cdot (v_z + v_i)^2 \quad [8.21]$$

8.2.1.2.2. Modelo matemático y cálculo de la potencia requerida en vuelo axial ascendente

El modelo matemático viene dado por:

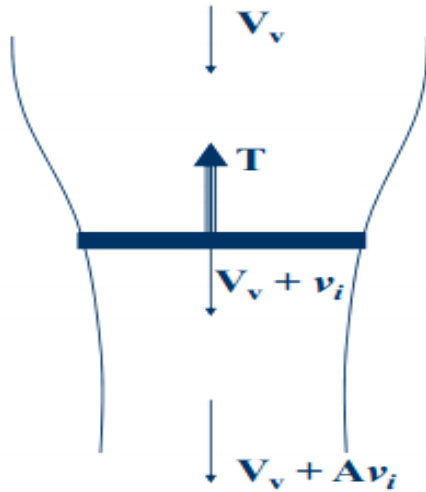


Figura 59. Modelo matemático vuelo axial ascendente.

- La velocidad del fluido aguas arriba del rotor es la velocidad ascendente del rotor (V_v en la figura 59).
- La velocidad del fluido en la sección del disco es la velocidad ascendente del rotor más la velocidad inducida por el disco sustentador ($V_v + v_i$ en la figura 59).
- La velocidad del fluido aguas abajo del rotor es la velocidad ascendente del rotor más un número de veces, a determinar, la velocidad inducida en el plano del disco ($V_v + \Delta v_i$ en la figura 59).

La velocidad de ascenso hace referencia a la velocidad a la que se desplaza verticalmente el hexacóptero. Según la TCM se puede obtener una relación entre la velocidad inducida a punto fijo y la velocidad inducida en vuelo axial ascendente teniendo en cuenta las ecuaciones 8.13 y 8.20

$$v_{i0}^2 = \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S} \quad [8.13]$$

$$T = 2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot S \cdot (v_z + v_i) \quad [8.20]$$

$$v_{i0}^2 = \frac{2 \cdot \rho \cdot v_i \cdot S \cdot (v_z + v_i)}{2 \cdot \rho \cdot S} \rightarrow v_{i0}^2 = v_i \cdot (v_z + v_i) \quad [8.22]$$

Desarrollando la ecuación 8.22:

$$v_i \cdot (v_z + v_i) = v_{i0}^2 \rightarrow \left(\frac{v_i}{v_{i0}}\right)^2 + \frac{v_z}{v_{i0}} \cdot \left(\frac{v_i}{v_{i0}}\right) = 1$$

De acuerdo con el modelo de flujo supuesto, se debe cumplir $v_i \geq 0$, por lo que la solución física es:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{v_z}{v_{i0}} + \sqrt{\frac{1}{4} \cdot \left(\frac{v_z}{v_{i0}}\right)^2 + 1} \quad [8.23]$$

Se denota entonces, que para encontrar la potencia requerida P , es necesario encontrar los valores de la velocidad inducida en vuelo axial ascendente y la velocidad de ascenso.

A su vez, también depende de la altitud a la que se encuentre el dron, ya que variará la velocidad inducida en vuelo a punto fijo. Por lo tanto, un primer paso es fijar la altitud, por ejemplo, a los 2625 metros que se encuentra la capital de Colombia. Una vez este dato está fijado, es posible encontrar la velocidad inducida en vuelo axial suponiendo diferentes velocidades de ascenso. De tal forma que los valores para diferentes velocidades de ascenso supuestas quedan reflejados en la figura 60:

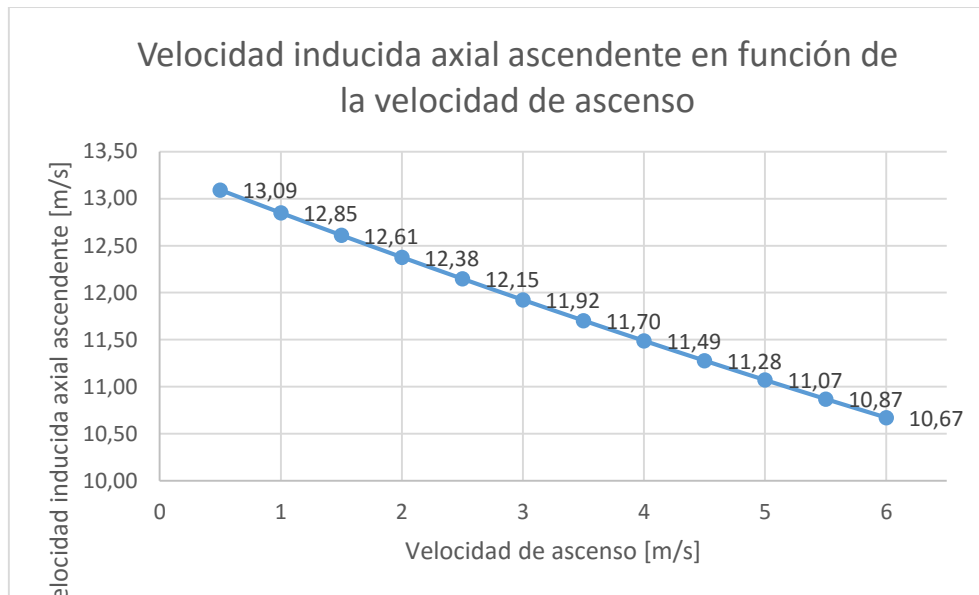


Figura 60. Velocidad inducida axial ascendente en función de la velocidad de ascenso.

Fijando una fuerza de empuje T , según la ecuación 8.20 cuando una de las dos velocidades (velocidad axial ascendente o velocidad de ascenso) aumenta la otra descende para obtener un valor constante de T . Esto es lo que se visualiza en la figura 60.

De la ecuación 8.10 también se puede extraer el valor de la potencia requerida o ideal en función de la velocidad de ascenso, dichos datos quedan reflejados en la figura 61:

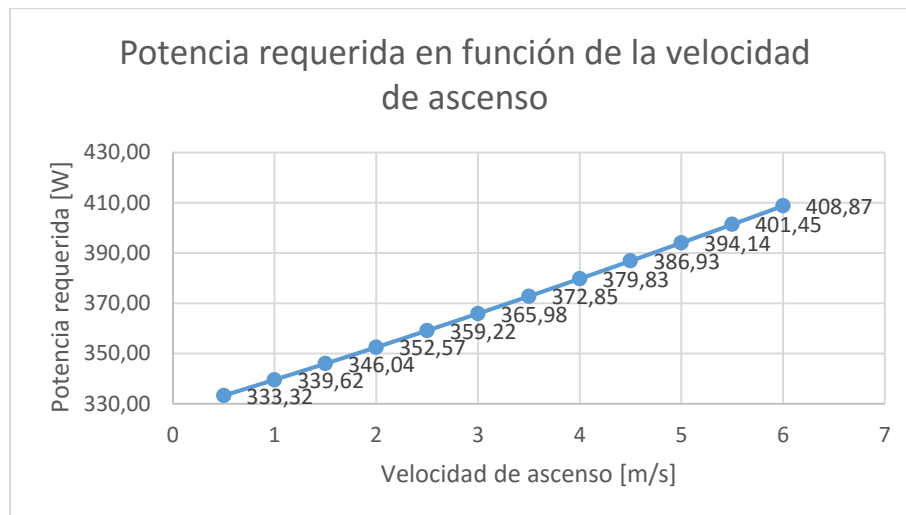


Figura 61. Potencia requerida ideal en función de la velocidad de ascenso.

Estos resultados se obtienen fijando diferentes velocidades de ascenso y velocidades inducidas en vuelo en punto fijo. Si se conoce la potencia instalada de los motores, se puede realizar el proceso inverso, es decir, calcular dichas velocidades a partir de dicha potencia.

8.2.1.2.3. Potencia ideal y potencia real

Si se supone un caso de tracción nula, $T = 0$ (y por tanto conocida), la teoría de la cantidad de movimiento predice que la potencia ideal también es nula, $P_{id} = 0$. Sin embargo, esto no es así en la realidad, porque siempre hay un nivel de resistencia parásita que hay que vencer antes de proporcionar tracción, producida por efectos viscosos. Por tanto, la potencia del rotor viene dada por la siguiente ecuación:

$$P_r = P_{id} + P_0 \quad [8.24]$$

Dónde:

- P_r = potencia del rotor.
- P_0 = potencia parásita.

Si se considera la potencia ideal como $P_{id} = T \cdot (v_i + v_z)$ se puede separar una parte de potencia asociada a ascender $P_z = T \cdot v_z$, y otra destinada a vencer la velocidad inducida $P_i = T \cdot v_i$. Entonces la potencia del rotor es

$$P_r = P_i + P_z + P_0 \quad [8.25]$$

Pero ocurre que la teoría de la cantidad de movimiento predice valores de potencia menores que los reales a medida que aumenta la tracción, debido a las hipótesis que se han hecho respecto a la velocidad inducida, la estela del rotor, etc. Por eso la potencia inducida incluye una pequeña corrección con respecto a la potencia ideal:

$$P_i = K \cdot T \cdot v_i \quad [8.26]$$

Dónde:

- K = coeficiente de corrección de potencia inducida $k > 1$, aproximadamente $k \approx 1,15$.

Se define la figura de mérito FM como la relación entre la potencia ideal y la real en vuelo a punto fijo ($v_z=0$):

$$FM = \frac{P_{ido}}{P_{io} + P_0} \quad [8.27]$$

8.2.1.3. Potencia en vuelo axial descendente

La teoría de cantidad de movimiento sólo será válida en vuelo descendente mientras se cumpla que $|v_z| > 2v_i$. Matemáticamente se puede entender porque, de no cumplirse esta condición, entraría aire en el volumen de control detallado en la figura 58 por la superficie inferior, sin embargo, en el rotor la velocidad del aire se invertiría y no saldría por la superficie superior. En la realidad se forma una turbulencia que no se puede resolver por teoría de cantidad de movimiento. Se pueden diferenciar dos casos:

- A velocidad de descenso moderada, se necesita de modelos empíricos debido a complejas recirculaciones y a que el flujo se encuentra en régimen turbulento.
- A velocidad de descenso elevada, la TCM ofrece resultados más aceptables ya que el flujo tiene una configuración bien definida hacia arriba.

Se pueden dar seis regímenes característicos de vuelo:

- Vertical ascendente:

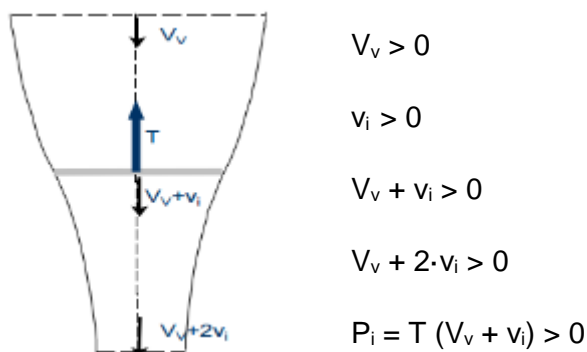
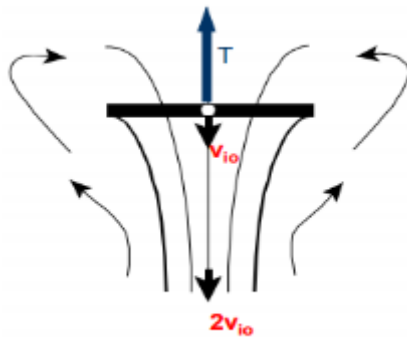


Figura 62. Modelo matemático
vuelo vertical ascendente

- Punto fijo:



$$V_v = 0$$

$$v_i = v_{i0} > 0$$

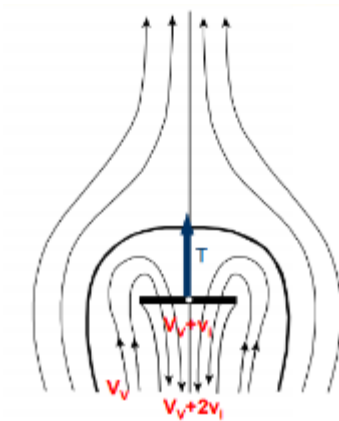
$$V_v + v_i = v_{i0} > 0$$

$$V_v + 2 \cdot v_i = 2 \cdot v_{i0} > 0$$

$$P_i = P_{i0} = T \cdot v_{i0}$$

Figura 63. Modelo matemático vuelo en punto fijo

- Anillos turbillonarios o de vórtices:



$$V_v < 0 \ (|V_v| < v_i)$$

$$v_i > 0$$

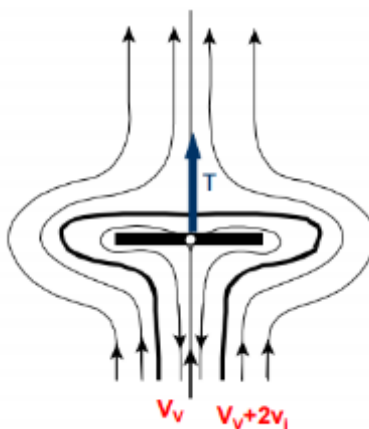
$$V_v + v_i > 0$$

$$V_v + 2 \cdot v_i > 0$$

$$P_i = T (V_v + v_i) > 0$$

Figura 64. Modelo matemático de anillos turbillonarios o de vórtices.

- Autorrotación:



$$V_v < 0 \ (|V_v| = v_i)$$

$$v_i > 0$$

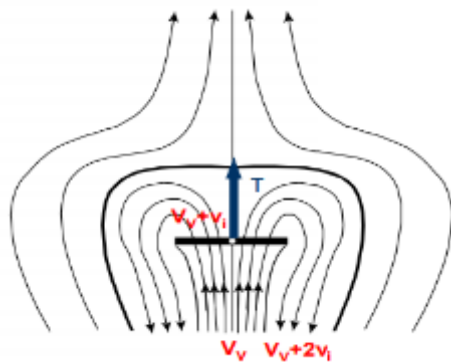
$$V_v + v_i > 0$$

$$V_v + 2 \cdot v_i = v_i > 0$$

$$P_i = T (V_v + v_i) > 0$$

Figura 65. Modelo matemático de autorrotación.

- Estela turbillonaria:



$$V_v < 0 \quad (v_i < |V_v| < 2 \cdot v_i)$$

$$v_i > 0$$

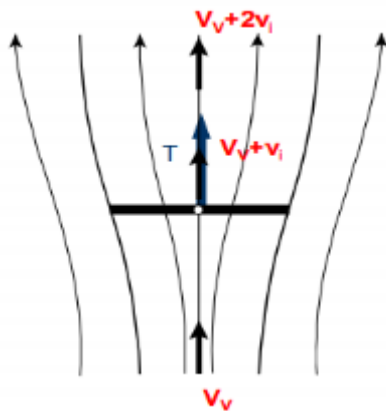
$$V_v + v_i < 0$$

$$V_v + 2 \cdot v_i = v_i > 0$$

$$P_i = T (V_v + v_i) < 0$$

Figura 66. Modelo matemático de estela turbillonaria

- Molinete frenante:



$$V_v < 0 \quad (|V_v| > 2 \cdot v_i)$$

$$v_i > 0$$

$$V_v + v_i < 0$$

$$V_v + 2 \cdot v_i < 0$$

$$P_i = T (V_v + v_i) < 0$$

Figura 67. Modelo matemático de molinete frenante.

En los tres primeros regímenes es necesario suministrar potencia para que el rotor gire (vertical ascendente, punto fijo y anillos turbillonarios).

En el cuarto régimen (autorrotación) el rotor gira sin absorber ni suministrar potencia.

En los dos últimos regímenes (estela turbillonaria y molinete frenante) el rotor gira sin necesidad de que exista una potencia suministrada.

La aplicación de la Teoría de Cantidad de Movimiento no es aplicable en los siguientes regímenes:



Figura 68. Regímenes de vuelo donde la TCM no da resultados válidos

En función de la relación entre la velocidad de descenso (V_c) y de la velocidad inducida (v_{i0}) se puede clasificar los diferentes regímenes de vuelo entre anillos de vórtices o turbillonarios, estela turbulenta y molinete frenante:

- Anillos de vórtices o turbillonarios: $-1 \leq V_c / v_{i0} < 0$.
- Estela turbulenta: $-2 \leq V_c / v_{i0} < -1$.
- Molinete frenante: $V_c / v_{i0} < -2$.

Para empezar a realizar el estudio es necesario suponer una velocidad de descenso. En este caso se supone una velocidad de descenso de 1 m/s. Operando con la velocidad inducida calculada anteriormente de 13,34 m/s:

$$\frac{v_c}{v_{i0}} \quad [8.28]$$

$$\frac{v_c}{v_{i0}} = -\frac{1}{13,34} = -0,075$$

El régimen de trabajo con estas velocidades es anillos de vórtices o turbillonarios.

Es necesario aplicar un factor de corrección dependiendo del valor obtenido, en función de las siguientes ecuaciones:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = k - \frac{v_c}{v_{i0}} \quad \text{si } -1,5 \leq \frac{v_c}{v_{i0}} \leq 0 \quad [8.29]$$

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = k \cdot \left(7 + 3 \cdot \frac{v_c}{v_{i0}}\right) \quad \text{si } -2 \leq \frac{v_c}{v_{i0}} \leq -1,5 \quad [8.30]$$

Dónde:

- K: factor de corrección 1 para hélices ideales y 1,15 para casos reales.

A continuación, es posible calcular la velocidad inducida, utilizando en este caso la ecuación 8.29:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = k - \frac{v_c}{v_{i0}} \rightarrow v_i = v_{i0} \cdot \left(k - \frac{v_c}{v_{i0}} \right) \rightarrow v_i = 13.34 \cdot (1.15 - (-0.075)) \rightarrow$$

$$\rightarrow v_i = 16.341 \text{ m/s}$$

La potencia requerida o ideal se determina con la ecuación 8.10:

$$P_{id} = T \cdot (v_i + v_c) \rightarrow P_{id} = 24.525 \cdot (16.341 - 1) \rightarrow P_{id} = 376.238W$$

En la figura 69 se muestra la potencia requerida para diferentes velocidades de descenso:

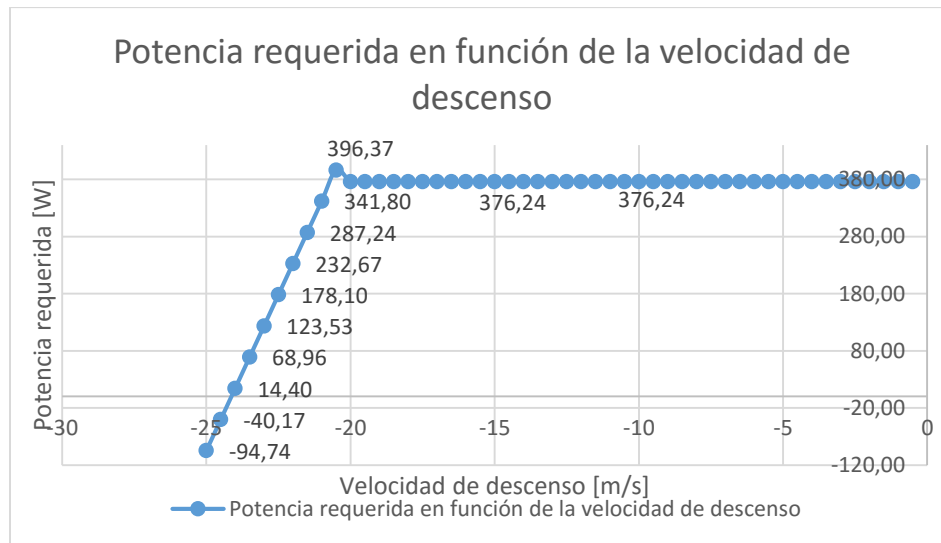


Figura 69. Potencia requerida ideal en función de la velocidad de descenso

Se visualiza como para velocidades de descenso inferiores a 20 m/s la potencia necesaria o ideal se mantiene constante con un valor de 376,24 W. A partir de velocidades de descenso mayores la potencia disminuye en picado. Existe un pico en el gráfico debido al cambio de ecuación utilizada para el cálculo de la potencia. Ya que son ecuaciones que se aproximan a los valores reales es lógico que esto suceda, pero es necesario conocer que este pico no existe y que la potencia requerida ideal disminuye a partir de cierta velocidad de descenso.

8.2.1.4. Potencia en vuelo de avance

Para calcular la potencia ideal o requerida en el caso de vuelo de avance se puede utilizar la Teoría de la Cantidad de Movimiento, así como en los casos de vuelo axial. Se realizan las mismas hipótesis que anteriormente exceptuando que debido a la inclinación del dron, el flujo de aire pasa a ser bidimensional.

Cabe destacar que los cálculos que se realizan a continuación son con una inclinación del dron muy pequeña, ya que la velocidad de traslación para la correcta detección de

las minas antipersonales es muy reducida. Es decir, la velocidad en la dirección x es muy reducida.

Utilizando la ecuación 8.3 referida a la conservación de la masa:

$$\dot{m} = \rho \cdot S \cdot |v_1|$$

Dónde cabe detallar que v_1 es el módulo de la velocidad en la sección perpendicular al eje del volumen de control en la posición del rotor.

Por lo tanto v_1 viene definida por la ecuación 8.31:

$$v_1 = \sqrt{v_x^2 + (v_z + v_i)^2} \quad [8.31]$$

Dónde:

- v_x = componente de la velocidad paralela al suelo.
- v_z = componente de la velocidad perpendicular al suelo.
- v_i = velocidad inducida por el rotor perpendicular al suelo.

Cabe destacar que si se tratase de un vuelo de avance exclusivamente con movimiento horizontal (paralelo al suelo), la componente de velocidad perpendicular al suelo no inducida, v_z , sería 0 con lo que se simplificarían los cálculos.

Definir v_1 de esta manera permite reducir el problema de vuelo de avance al caso de vuelo axial, es decir, de un estado bidimensional a una sola dimensión.

Si se aplica la ecuación 8.7 referida a la conservación de la cantidad de movimiento resulta que:

$$T = \dot{m} \cdot (v_z + v_{i2}) - \dot{m} \cdot v_z \rightarrow T = \dot{m} \cdot v_{i2}$$

Para el cálculo de la potencia se utiliza la ecuación 8.9. Esta potencia es igual a la diferencia de energías cinéticas a la entrada y salida del volumen de control.

$$P_{id} = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} [(v_z + v_{i2})^2 - v_z^2]$$

Es necesario recordar que la potencia requerida ideal también se puede encontrar mediante la ecuación 8.10.

$$P_{id} = T \cdot (v_z + v_i)$$

Recordando que para el caso de vuelo axial se establece la siguiente relación:

$$v_{i2} = 2 \cdot v_i$$

Se pueden redefinir las expresiones para la fuerza de empuje o de tracción y para la potencia ideal requerida como:

$$T = 2 \cdot \dot{m} \cdot v_i \rightarrow T = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot v_i \cdot \sqrt{v_x^2 + (v_z + v_i)^2} \quad [8.32]$$

$$P_{id} = T \cdot (v_z + v_i) \rightarrow P_{id} = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot v_i \cdot (v_z + v_i) \cdot \sqrt{v_x^2 + (v_z + v_i)^2} \quad [8.33]$$

A partir de todas estas ecuaciones es posible determinar diferentes gráficas de funcionamiento para diferentes velocidades. Al tener tres variables de velocidad: velocidad de traslación en el eje x, v_x , velocidad inducida, v_i , y velocidad de ascenso, v_z , debido a que se está analizando una traslación horizontal, la componente v_z se puede aproximar a 0. Con lo cual la componente vertical de la velocidad del fluido es en su totalidad la velocidad inducida.

Para realizar estudios fiables es necesario acotar unos rangos de funcionamiento de las velocidades. En lo que se refiere a la velocidad de traslación, puesto que para obtener datos fiables del estudio del subsuelo necesita desplazarse a una velocidad reducida, el rango de operación de la velocidad será entre 0 y 0,5 m/s.

Primeramente, se estudia la variación de la velocidad de traslación fijando la velocidad inducida en el fluido por el rotor. Para ello es necesario establecer un valor arbitrario de la velocidad inducida. Para definir esta velocidad, se escoge una velocidad inducida media a partir de las velocidades inducidas en otras condiciones de vuelo establecidas anteriormente. En este caso se fija la velocidad inducida con un valor de 15 m/s.

Una vez se ha fijado este valor, es posible estudiar mediante la ecuación 8.33, donde la densidad del fluido, ρ , y la superficie perpendicular a la dirección del fluido, S , son conocidas, el valor de la potencia ideal requerida en función de la velocidad de traslación.

En la figura 70 se muestra dichos valores obtenidos:

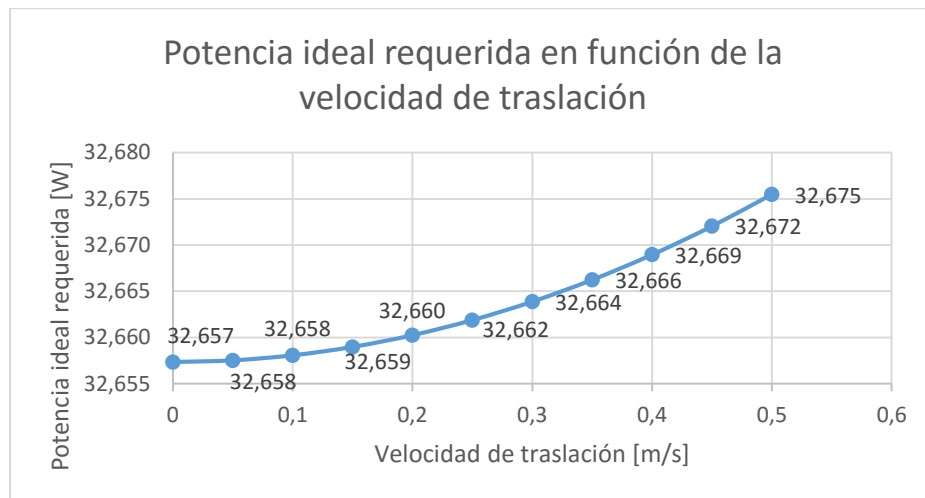


Figura 70. Potencia ideal requerida en función de la velocidad de traslación.

Puesto que la velocidad que más influye en el consumo de potencia es la velocidad inducida, la variación de la velocidad de traslación no supone incrementos de potencia importantes. Si además se añade que la traslación se realiza a velocidad reducida, la potencia ideal requerida tiene un valor reducido.

A continuación, se estudiará la variación de la velocidad inducida para diferentes valores de velocidad de traslación. El estudio se centrará en tres velocidades de traslación diferentes.

- **Caso a:**

El primer caso con velocidad de traslación de 0,15 m/s se aprecia en la figura 71 la variación de la potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida por el rotor al fluido:

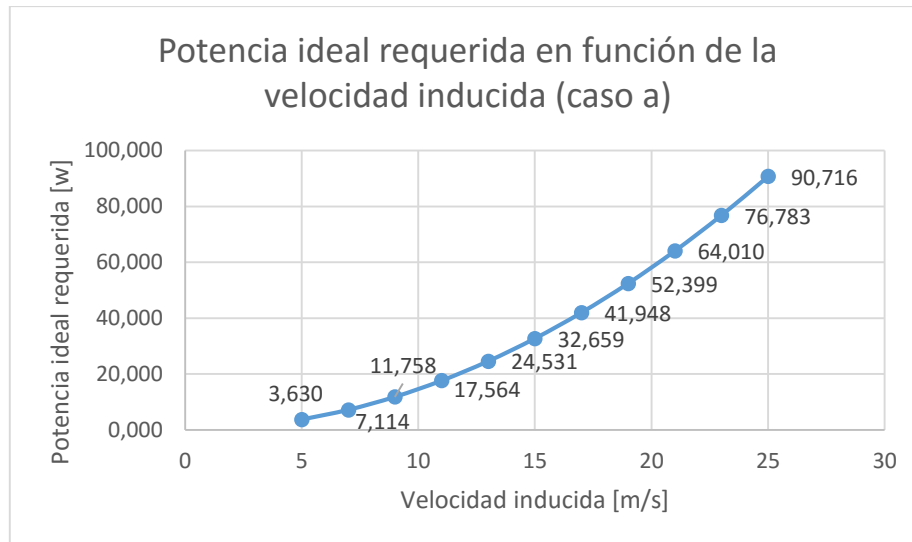


Figura 71. Potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida (caso a).

Estableciendo la velocidad de traslación con un valor de 0,15 m/s se aprecia que variando la velocidad inducida se obtienen incrementos exponenciales con el aumento de la misma. Es obvio, por tanto, que la variación de la velocidad inducida por parte del rotor tiene mucho más peso que no la velocidad de traslación, ya que, además, esta es de un valor muy reducido en cualquier estado de trabajo.

- **Caso b:**

El segundo caso con velocidad de traslación de 0,25 m/s se aprecia en la figura 72 la variación de la potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida por el rotor al fluido:

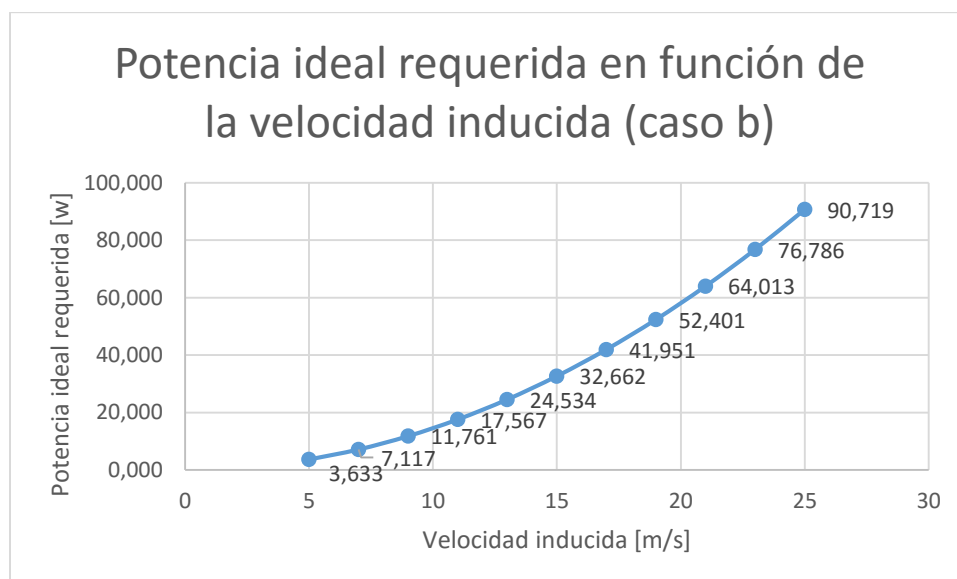


Figura 72. Potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida (caso b).

Fijando la velocidad de traslación a otro valor mayor se aprecia como los valores absolutos para mismas velocidades inducidas prácticamente no varían, el incremento prácticamente es nulo. Este detalle vuelve a demostrar que la velocidad de traslación supone un peso menor dentro del porcentaje que tiene cada velocidad en la potencia ideal requerida.

- **Caso c:**

El tercer caso con velocidad de traslación de 0,35 m/s se aprecia en la figura 73 la variación de la potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida por el rotor al fluido:

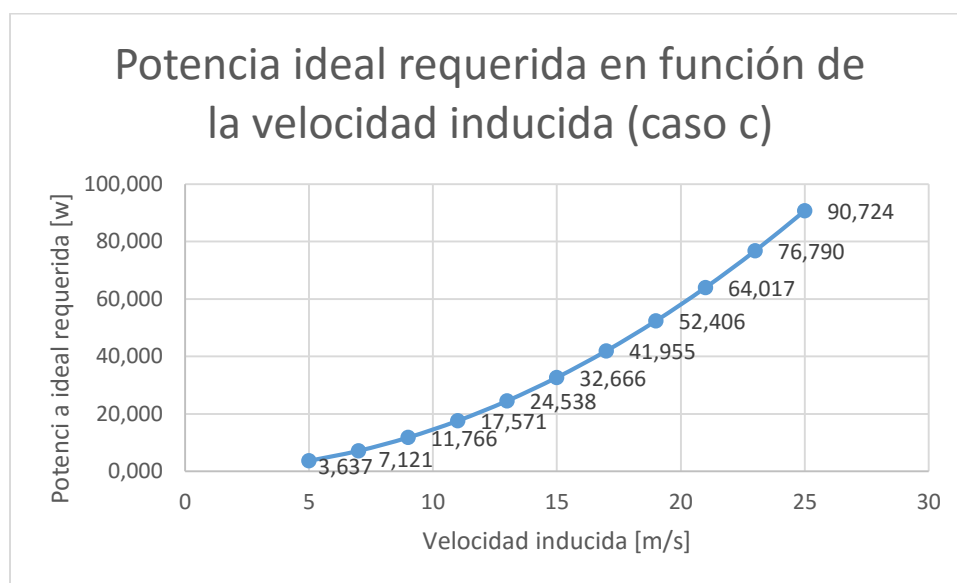


Figura 73. Potencia ideal requerida en función de la velocidad inducida (caso c).

De nuevo se aprecia lo comentado anteriormente. Se puede concluir en el estudio de vuelo de avance que la variación de la velocidad de traslación no supone un aumento de la potencia notorio, sobretodo porque se trabaja en un rango de velocidades bajas. Por otro lado, la velocidad inducida por el rotor al fluido sí supone una variación de la potencia ideal requerida.

8.3. COMPROBACIÓN DE LA VALIDEZ DE LOS MOTORES SELECCIONADOS

Los cálculos anteriores se realizaron para obtener la potencia que deberían proporcionar como mínimo los motores seleccionados. Una vez se han seleccionado los motores que se van a incorporar en el dron es necesario corroborar que son aptos para las especificaciones de diseño.

Para ello se realizará un estudio centrado en otra teoría más compleja que la TCM pero que proporciona resultados más cercanos a la realidad y es apto para más condiciones de vuelo que la TCM.

8.3.1. Teoría del Elemento de Pala

La Teoría del Elemento de Pala considera una serie de hipótesis:

- Efectos derivados de la viscosidad despreciables, ya que Número de Reynolds $\gg 1$ (relación entre las fuerzas de inercia y las viscosas).
- Proceso adiabático.
- El movimiento del fluido se considera estacionario, todas las variables dependen exclusivamente del punto en el espacio, no del tiempo.
- Fluido incompresible.
- Las fuerzas aerodinámicas se obtienen de las curvas de sustentación y polar del perfil considerado como bidimensional.
- Los efectos tridimensionales se consideran por métodos semiempíricos.
- No se tienen en cuenta efectos de rotación de estela.

8.3.1.1. Modelo de estudio de la TEP

En la figura 74 se puede apreciar las variables de la hélice que hay que tener en cuenta para poder aplicar el Teorema del Elemento de Pala.



Figura 74. Variables a tener en cuenta en la TEP.

- Se considera un rotor de radio " R " formado por " N " palas que giran con una velocidad angular " Ω " constante, en vuelo vertical uniforme y ascendente.
- El elemento de pala tiene una cuerda " c ", envergadura " dr " y está situado a una distancia " r " del centro del rotor.
- La velocidad incidente no perturbada es suma de una velocidad tangencial y una velocidad normal

Por lo tanto, a diferencia del anterior teorema, el TEP presenta la dificultad de conocer las características geométricas de la hélice, ya que las diferentes fuerzas que se generan (sustentación y arrastre) son resultantes de los elementos diferenciales de la hélice.

8.3.1.1.1. Terminología perfiles alares

Para realizar este estudio es necesario establecer una serie de términos pertinentes a la terminología de los perfiles de las hélices:

1. La línea de cuerda es la línea imaginaria que une el borde de ataque de la hélice con el borde de salida.
2. Se nombra cuerda a la longitud de la línea anterior. Este parámetro es importante ya que la mayoría de dimensiones del perfil de la hélice vienen detallados a partir de este parámetro.
3. La línea de curvatura media es la línea media entre el extradós y el intradós. El extradós y el intradós quedan determinados también en la figura 75.
4. Se nombra curvatura máxima a la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda. La posición de dicha curvatura es importante para la determinación de las características aerodinámicas del perfil.
5. Se nombra espesor máximo a la distancia máxima entre la superficie superior (extradós) y la superficie inferior (intradós).
6. El radio del borde de ataque es una medida que determina el borde de ataque. Puede variar desde 0 a un 2% de la cuerda en función de si es un perfil supersónico afilado o un perfil achatado.

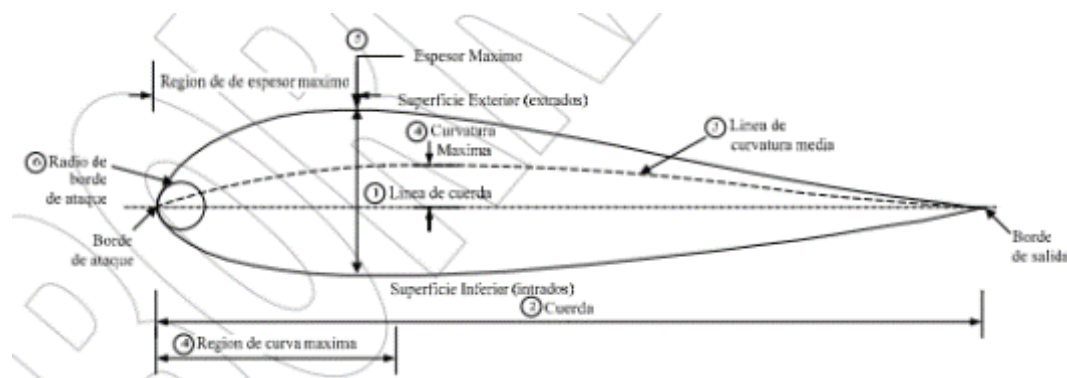


Figura 75. Terminología de perfiles de hélices.

Cabe destacar que en la parte del extradós los filetes de aire se encuentran en depresión, mientras que en la zona del intradós los filetes de aire se encuentran en sobrepresión.

8.3.1.1.2. Estudio de la potencia necesaria según la TEP para vuelo a punto fijo

Para estudiar las fuerzas aerodinámicas que entran en juego utilizando el Teorema de Elemento de Pala es necesario conocer el perfil alar utilizado en el estudio para definir una serie de parámetros.

En régimen de trabajo se detallan dos coeficientes que ayudan a establecer las fuerzas de sustentación y resistencia mediante la ecuación 8.34 y la ecuación 8.35:

$$c_l = c_{l0} \cdot \alpha \quad [8.34]$$

$$c_d = c_{d0} + c_{d1} \cdot \alpha + c_{d2} \cdot \alpha^2 \quad [8.35]$$

Dónde:

- c_l : coeficiente de sustentación.
- c_d : coeficiente de resistencia.
- c_{l0} , c_{d0} , c_{d1} y c_{d2} : parámetros para definir los coeficientes anteriormente detallados.
- α : ángulo de ataque de la sección.

A falta de datos para poder realizar el cálculo de estos coeficientes con la finalidad de determinar las fuerzas existentes y posteriormente la potencia que debe entregar el motor, se han realizado medidas en la hélice para poder determinar de qué tipo de hélice se trata, o a cual se asemeja más.

Primeramente, cabe detallar que no se trata de una hélice simétrica lo que conlleva que los cálculos matemáticos para la determinación de los parámetros que rigen el comportamiento aerodinámico de la misma sean más complicados.

Realizando mediciones en la hélice y comparando con la base de datos proporcionada por la página web: <http://airfoiltools.com/> se determina que la hélice empleada en el prototipo es una perfil con un perfil semejante al perfil NACA 23015. Dicho perfil queda reflejado en la figura 76:

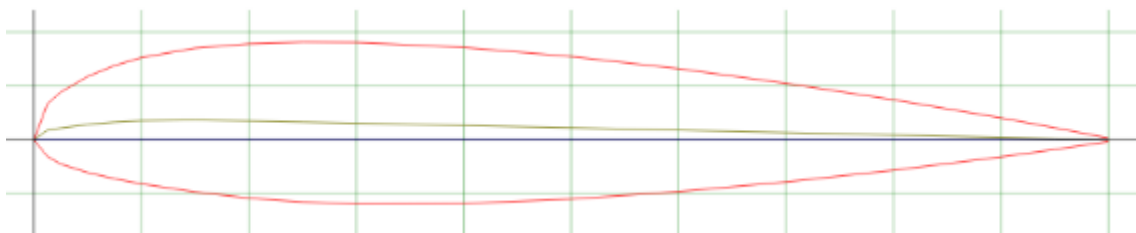


Figura 76. Perfil de ala de la hélice NACA 23015

En dicha página web queda determinado el máximo espesor como el 15% del valor de la longitud de la hélice situada a un 30% de la misma.

En dicha base de datos se proporciona también información de gran interés, como es la relación de los diversos coeficientes en función del ángulo de ataque de la sección.

También es necesario conocer el nombre de Reynolds para detallar los coeficientes aerodinámicos. El nombre de Reynolds viene detallado por la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{\rho \cdot D \cdot v}{\mu} \quad [8.36]$$

Dónde:

- Re : nombre de Reynolds.
- ρ : densidad del fluido.
- D : diámetro característico de la hélice.
- v : velocidad lineal.
- μ : viscosidad dinámica del fluido.

Realizando los cambios necesarios la ecuación anterior queda establecida como:

$$Re = \frac{\rho \cdot 2 \cdot R^2 \cdot \omega}{\mu} \quad [8.37]$$

Dónde:

- R : radio de la hélice.
- ω : velocidad de rotación establecida por el motor.

Conociendo que el radio de la hélice es de 0,1524m y que el motor puede girar a 17538 rev/min, o lo que es lo mismo a 1836,57 rad/s, y sabiendo además, que la densidad es de 0,9446 kg/m³ y que la viscosidad dinámica a la altitud en la que se realiza el estudio es de aproximadamente 2,17·10⁻⁵ Pa·s:

$$Re = \frac{0,9446 \cdot 2 \cdot 0,1524^2 \cdot 1836,57}{2,17 \cdot 10^{-5}} \rightarrow Re = 3713604,274$$

Es necesario establecer que este Reynolds es a velocidad de giro del motor máximo y que estudiando la sección final del mismo. Aun y así se establecen valores muy elevados de Reynolds, para obtener datos fiables sobre los diversos coeficientes aerodinámicos se establece como criterio que $Re > 1000000$.

Con este criterio aplicado, el coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque de la sección queda detallado en la figura 77:

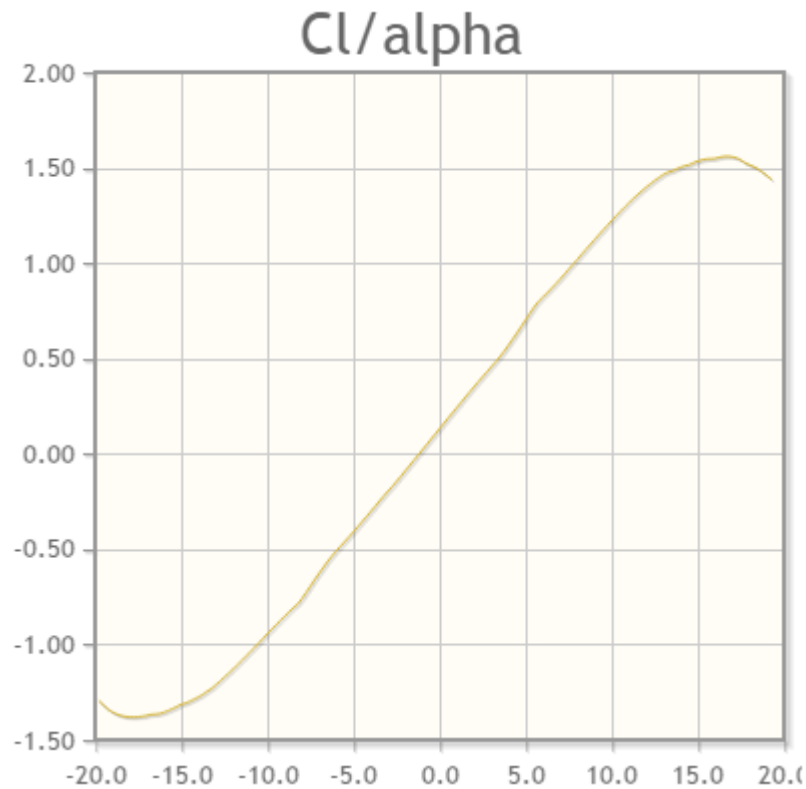


Figura 77. Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque

Se observa como a medida que el ángulo de ataque va aumentando el coeficiente de sustentación también lo hace hasta un valor máximo de 1,55 aproximadamente para un valor de ángulo de ataque de 17° .

El coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque queda detallado en la figura 78:

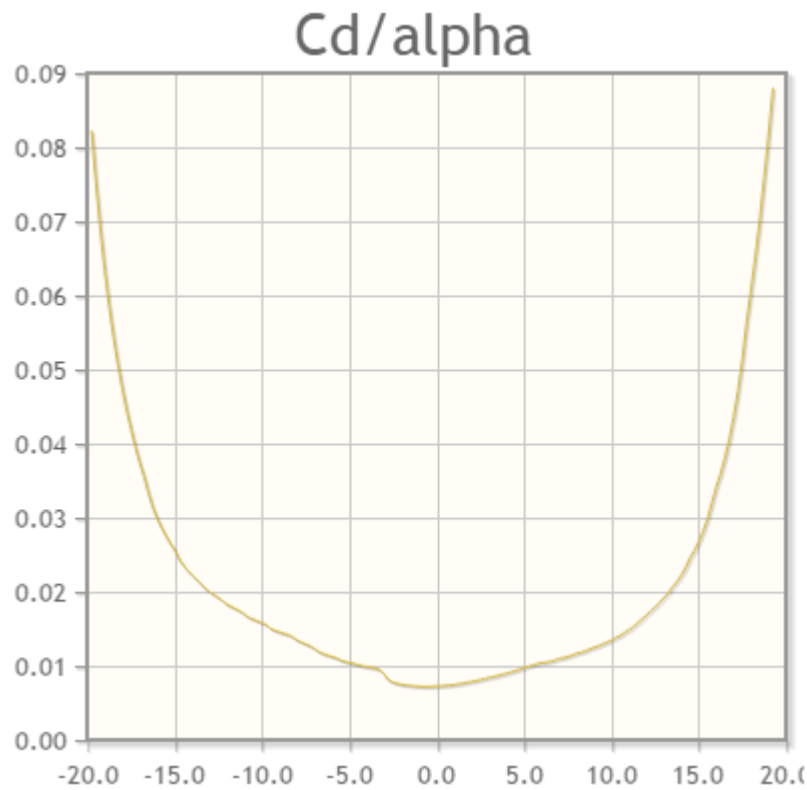


Figura 78. Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque

Se observa como dicho coeficiente es más bajo cuando el ángulo de ataque es más próximo a 0. Es decir cuando la superficie alar se encuentra en posición horizontal se reduce la fuerza horizontal y por lo tanto el coeficiente de rozamiento con el aire es menor.

Por último también se obtiene un gráfico que relaciona los dos coeficientes anteriores, dicho gráfico queda establecido en la figura 79:

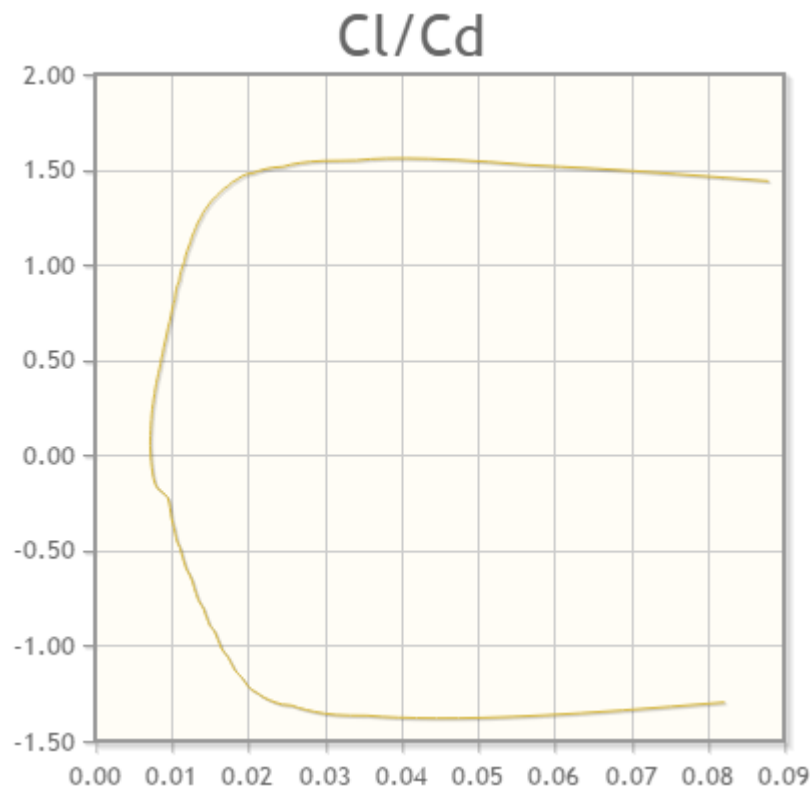


Figura 79. Relación entre coeficientes aerodinámicos

En el anexo H se detallan todos los valores obtenidos referentes a dicho perfil.

Para realizar el estudio aerodinámico se observa con el coeficiente de sustentación es muy próximo a 1,5 mientras que el coeficiente de resistencia tiene una variabilidad mayor. Se escogen diversos valores de coeficientes para realizar el estudio aerodinámico en función de los mismos en diversas opciones de vuelo:

α	C_l	C_d
13.500	1.4811	0.02065
15.750	1.5460	0.03193
16.750	1.5586	0.04061
17.500	1.5399	0.05135

18.000	1.5142	0.06086
18.500	1.4921	0.07034
19.000	1.458	0.08167

El coeficiente de resistencia viene dado por la siguiente ecuación:

$$C_d = \delta_0 + \delta_2 \cdot \alpha^2 \quad [8.38]$$

Por lo tanto se puede determinar los parámetros δ_0 y δ_2 mediante el siguiente sistema de ecuaciones sacando los valores del anexo G:

$$0,00728 = \delta_0 + \delta_2 \cdot 0,004363^2$$

$$0,00733 = \delta_0 + \delta_2 \cdot 0,008727^2$$

Cabe detallar que los ángulos de dicha tabla han de ser pasados a radianes para poder utilizar dicha fórmula.

Resolviendo:

$$\delta_0 = 0,00728 - \delta_2 \cdot 0,004363^2$$

$$0,00733 = 0,00728 - \delta_2 \cdot 0,004363^2 + \delta_2 \cdot 0,008727^2$$

$$0,00005712476 \cdot \delta_2 = 0,000005$$

$$\delta_2 = 0,8752772$$

$$\delta_0 = 0,00728 - 0,8752772 \cdot 0,004363^2 \rightarrow \delta_0 = 0,0072633$$

Las fuerzas aerodinámicas se observan en la siguiente figura 80:

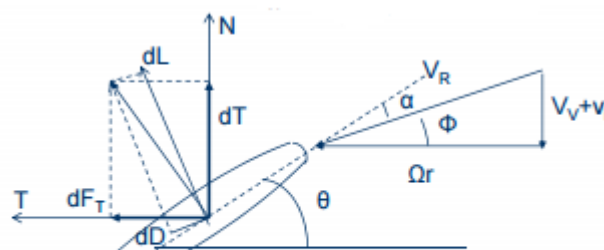


Figura 80. Fuerzas aerodinámicas y triángulo de velocidades.

Se observan como las fuerzas diferencial de sustentación dL y fuerza diferencial de resistencia dD son de valores muy distantes, siendo:

$$dL \gg dD$$

Se pueden calcular dichas fuerzas mediante las ecuaciones 8.39 y 8.40:

$$dL = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_R^2 \cdot C_l \cdot c \cdot dr \quad [8.39]$$

$$dD = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_R^2 \cdot C_d \cdot c \cdot dr \quad [8.40]$$

La única diferencia se observando las ecuaciones se encuentra en los respectivos coeficientes, como se ha observado con anterioridad, $C_l \gg C_d$, este es el motivo por el cual la fuerza de sustentación es mucho mayor a la fuerza de resistencia.

Según el triángulo de velocidades se puede definir también el ángulo de torsión como:

$$\theta = \alpha + \phi \rightarrow \theta = \alpha + \arctg \frac{V_v + v_i}{\Omega \cdot r} \quad [8.41]$$

Dónde:

- θ : ángulo de torsión o paso, va en función del radio (torsión geométrica).
- ϕ : ángulo de ataque inducido.
- V_v : velocidad vertical.
- v_i : velocidad inducida del fluido.
- Ω : velocidad de rotación del motor.
- r : radio dónde se sitúa la sección estudiada.

También se pueden definir la diferencial de fuerza de empuje y la diferencial de fuerza tangencial por las siguientes ecuaciones:

$$dT = \cos\phi \cdot dL - \sin\phi \cdot dD \quad [8.42]$$

$$dF_T = \sin\phi \cdot dL + \cos\phi \cdot dD \quad [8.43]$$

Realizando las siguientes consideraciones:

$$dD \ll dL$$

$$\frac{V_v + v_i}{\Omega \cdot r} \ll 1$$

$$\tan\phi \approx \sin\phi \approx \phi \approx \frac{V_v + v_i}{\Omega \cdot r}$$

$$\cos\phi \approx 1$$

Las ecuaciones 8.42 y 8.43 resultan:

$$dT = dL \quad [8.44]$$

$$dF_T = \sin\phi \cdot dL + dD \quad [8.45]$$

Para poder hallar la potencia que desarrolla el motor es necesario conocer el coeficiente de tracción y por otro lado la solidez de la pala.

La solidez de la pala viene dada por la ecuación 8.46:

$$\sigma(x) = \frac{b \cdot c(x)}{\pi \cdot R} \quad [8.46]$$

Dónde:

- $\sigma(x)$: solidez de la pala en función de la sección estudiada a una distancia x del rotor.
- b : número de palas de la hélice.
- $c(x)$: longitud de la cuerda en función de la sección estudiada a una distancia x del rotor.
- R : radio de la hélice.

La cuerda de la pala es variable en función de la sección donde se realiza el estudio aerodinámico. Para simplificar los cálculos se realizará el estudio con un valor medio de dicha longitud de cuerda. Como valor medio de longitud de cuerda se coge 30 mm.

Resolviendo la ecuación 8.46:

$$\sigma = \frac{b \cdot c}{\pi \cdot R} \rightarrow \sigma = \frac{2 \cdot 0,03}{\pi \cdot 0,1524} \rightarrow \sigma = 0,1253$$

Por otro lado el coeficiente de tracción se puede determinar mediante la ecuación 8.47:

$$C_T = \frac{4 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot \pi \cdot D^2 \cdot (\omega \cdot R)^2} \quad [8.47]$$

Resolviendo la ecuación a una velocidad angular de 500 rad/s se obtiene:

$$C_T = \frac{4 \cdot 2,5 \cdot 9,81}{0,9446 \cdot \pi \cdot 0,3048^2 \cdot (500 \cdot 0,1524)^2} \rightarrow C_T = 0,06128$$

En función de la velocidad angular se obtienen diferentes coeficientes de tracción que se visualizan en la figura 81:

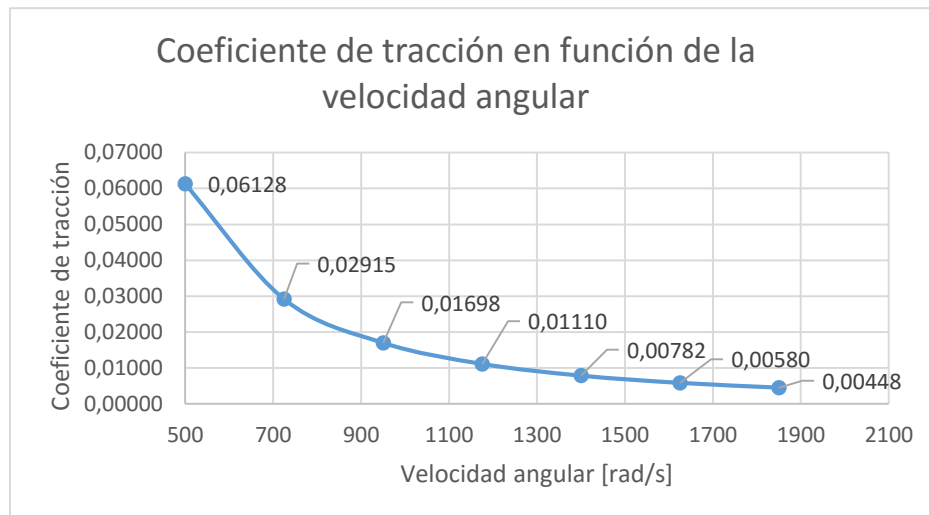


Figura 81. Coeficiente de tracción en función de la velocidad angular

Se observa como el coeficiente de tracción se reduce claramente a medida que aumenta la velocidad de giro del rotor.

Con este valor, es posible determinar el coeficiente de potencia inducida en vuelo a punto fijo mediante la ecuación 8.48:

$$C_{pio} = \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}} \quad [8.48]$$

Resolviendo dicha ecuación para una velocidad angular de 500 rad/s se obtiene:

$$C_{pio} = \frac{0,06128^{3/2}}{\sqrt{2}} \rightarrow 0,01073$$

Como se ha realizado anteriormente, es posible determinar el coeficiente para diversas velocidades de giro del rotor, estos datos se ven reflejados en la figura 82:

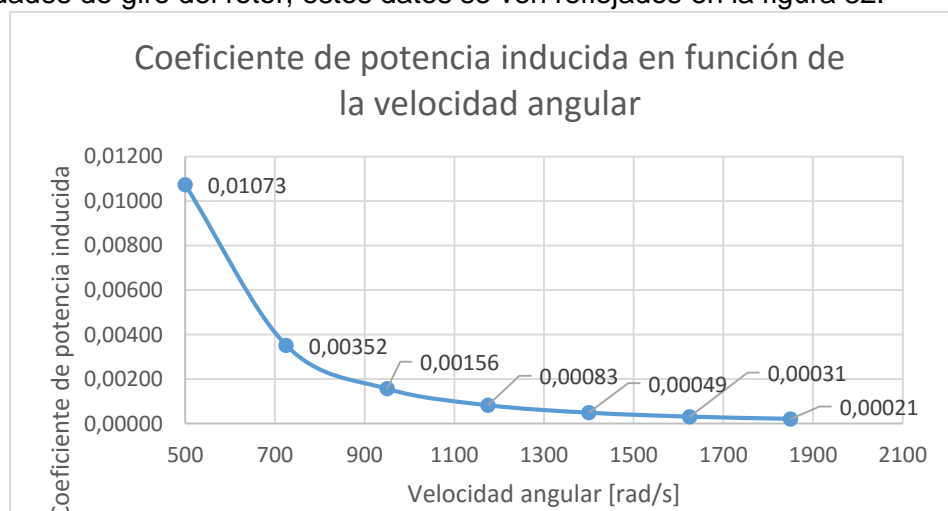


Figura 82. Coeficiente de potencia inducida en función de la velocidad angular

A continuación es necesario conocer el coeficiente de potencia parásita, para ello se puede utilizar la ecuación 8.49:

$$C_{P0} = \frac{\sigma \cdot \delta_0}{8} \cdot \left[1 + \frac{\delta_2}{\delta_0} \cdot \left(\theta_0^2 - \frac{8}{3} \cdot \lambda_{i0} \cdot \theta_0 + 2 \cdot \lambda_{i0}^2 \right) \right] \quad [8.49]$$

Dónde:

- δ_0 i δ_2 : parámetros para determinar el coeficiente de resistencia.
- θ_0 : paso colectivo.
- λ_{i0} : coeficiente de velocidad inducida.

Por lo tanto es necesario determinar el paso colectivo y el coeficiente de velocidad inducida, esto es posible gracias a las ecuaciones 8.50 y 8.51:

$$\theta_0 = \frac{6 \cdot C_T}{\sigma \cdot C_L} + \frac{3}{2} \cdot \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad [8.50]$$

$$\lambda_{i0} = \frac{v_{i0}}{\omega \cdot R} \quad [8.51]$$

Dónde:

- v_{i0} : velocidad inducida en vuelo a punto fijo.

El valor del paso colectivo varia en función de los coeficientes de sustentación y de tracción, y de la solidez, por tanto también variará en función de la velocidad angular. Para una velocidad angular de 500 rad/s el valor del paso colectivo es de:

$$\theta_0 = \frac{6 \cdot 0,06128}{0,1253 \cdot 1,55} + \frac{3}{2} \cdot \sqrt{\frac{0,06128}{2}} \rightarrow \theta_0 = 2,15578 \text{ rad}$$

Este valor de paso colectivo es elevado ya que a velocidades de giro del rotor reducidas el coeficiente de tracción es mayor, al aumentar la velocidad de giro dicho paso colectivo se reduce considerablemente como se muestra en la figura 83:

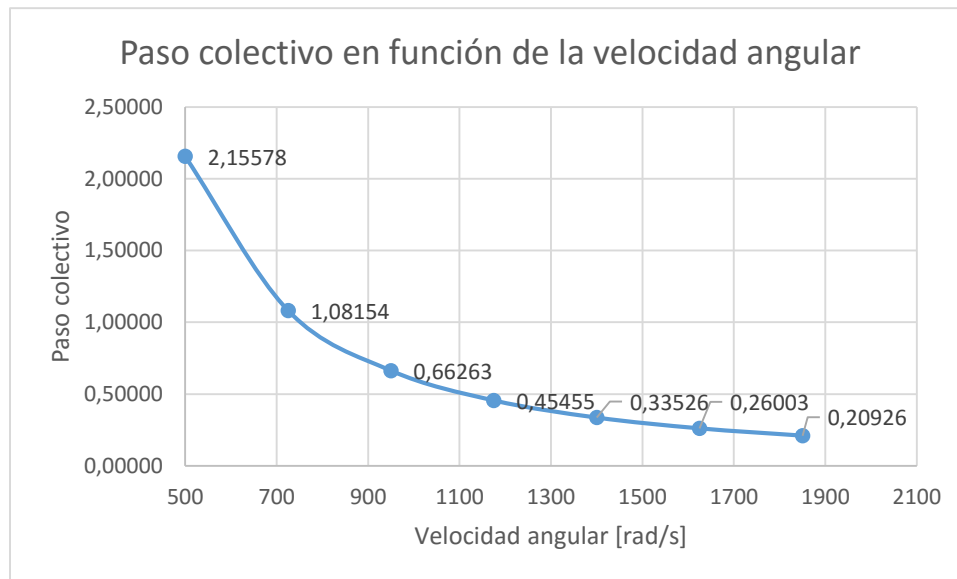


Figura 83. Valor del paso colectivo en función de la velocidad de giro

Como se esperaba, el valor del paso colectivo se reduce considerablemente a medida que aumenta la velocidad angular del rotor.

Para el cálculo de λ_{i0} se extrae de la ecuación 8.13 el valor de la velocidad inducida, dicho valor es de 13,34 m/s.

$$\lambda_{i0} = \frac{13,34}{500 \cdot 0,1524} \rightarrow \lambda_{i0} = 0,17507$$

El coeficiente de velocidad inducida también desciende a medida que aumenta la velocidad de rotación según muestra la figura 84:

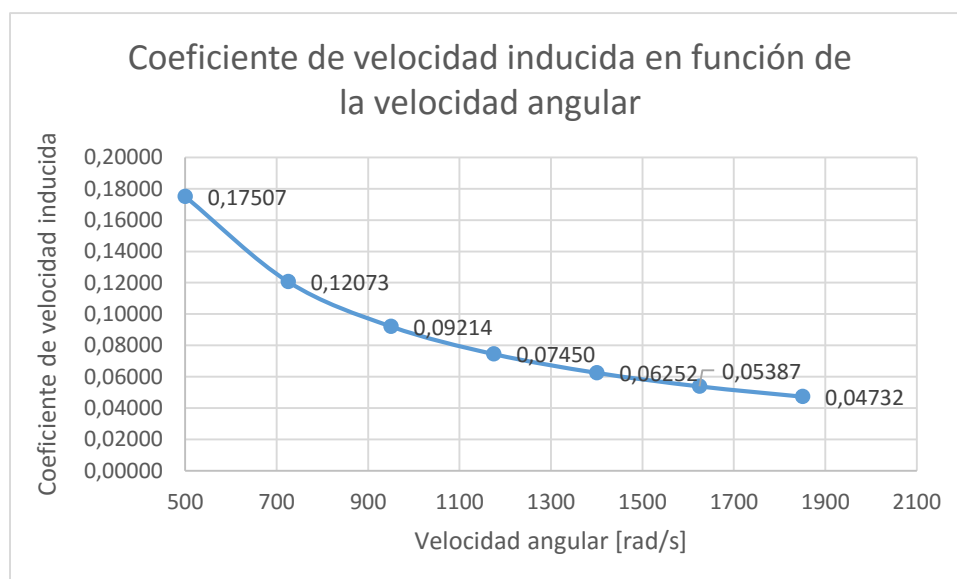


Figura 84. Coeficiente de velocidad inducida en función de la velocidad angular

Con estos valores ya es posible determinar el coeficiente de potencia parásita:

$$C_{P0} = \frac{0,1253 \cdot 0,0072633}{8} \cdot \left[1 + \frac{0,8752772}{0,0072633} \cdot \left(2,15578^2 - \frac{8}{3} \cdot 0,17507 \cdot 2,15578 + 2 \cdot 0,17507^2 \right) \right] \rightarrow$$

$$C_{P0} = 0,05087$$

Este coeficiente varia en función de la velocidad angular y en función de los demás parámetros que a su vez también varían en función de dicha velocidad. A continuación se muestra un gráfico donde se observa la variación del coeficiente de potencia parásita en función de la velocidad angular:

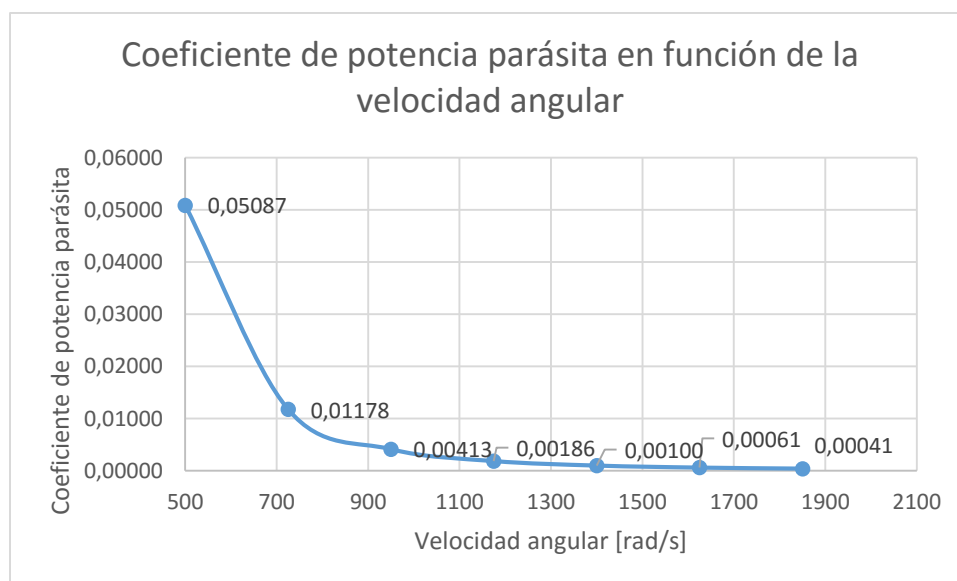


Figura 85. Variación del coeficiente de potencia parásita en función de la velocidad angular

Gráficamente se observa como se reduce considerablemente a medida que aumenta la velocidad angular hasta estabilizarse a partir de los 1100 rad/s, donde la reducción de dicho coeficiente se realiza de forma mucho más progresiva.

En ambos coeficientes de potencia, tanto la potencia parásita como la potencia inducida, se observa que para velocidades reducidas de giro los valores son extremadamente altos, esto indica que en esa etapa de transición de flujo los valores no son demasiado fiables para estas velocidades de giro tan reducidas.

Con ambos coeficientes, ya es posible determinar la potencia inducida para vuelo a punto fijo mediante la ecuación 8.52:

$$P_{i0} = (C_{P0} + C_{Pi0}) \cdot \rho \cdot \pi \cdot \frac{D^2}{4} \cdot \omega^3 \cdot R^3 \quad [8.52]$$

Para una velocidad media de 950 rad/s (aproximadamente 9000 rpm) el valor de la potencia inducida es de:

$$P_{i0} = (0,00413 + 0,00156) \cdot 0,9446 \cdot \pi \cdot \frac{0,3048^2}{4} \cdot 950^3 \cdot 0,1524^3 \rightarrow P_{i0} = 1190,16W$$

Esta potencia hace referencia a la potencia que entrega el motor a esa velocidad de giro, por lo tanto esta potencia debe ser superior a la potencia calculada mediante la Teoría de Cantidad de movimiento para vuelo a punto fijo.

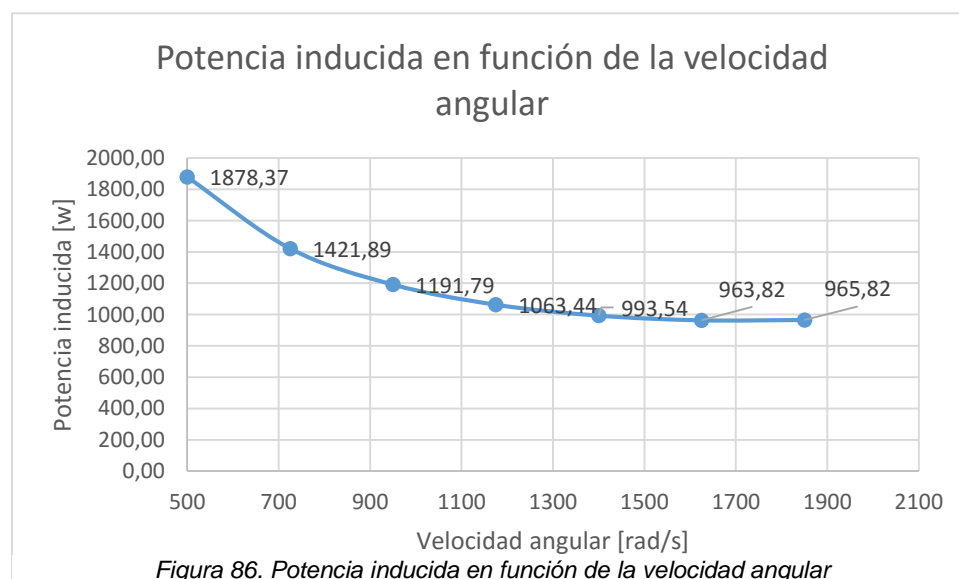
Los motores son de 790 KV y están alimentados a 22.2V, es decir la velocidad de giro que pueden obtener es de:

$$n = 790kV \cdot 22,2V = 17538 \frac{rev}{min}$$

En radianes/ s se trata de una velocidad de 1836,57 rad /s.

Por lo tanto una velocidad angular de 950 rad/s es aproximadamente la mitad de lo que puede girar dicho motor. Si se compara con la potencia calculada en vuelo a punto fijo mediante la Teoría de Cantidad de Movimiento, esta potencia oscilaba hasta valores poco superiores a 400 W. Por lo tanto se confirma que la potencia que pueen entregar los motores es superior a la requerida calculada anteriormente mediante el otro teorema. Como conclusión se determina que los motores son aptos para poder realizar el vuelo con el peso indicado.

Para diferentes velocidades angulares se obtienen potencias inducidas que se reflejan en la figura 86:



Como se observa en la gráfica la potencia que desarrolla que induce el motor en el fluido se estabiliza a partir de una determinada velocidad angular. Dicha potencia se mantiene por encima de los 900 W, lo cual quiere decir que es suficiente para vencer la potencia necesaria calculada en aparto anteriores que oscilaba alrededor de los 400 W. Por tanto, el motor es apto para ser utilizado en el drone.

8.4. LEYES DE SEMEJANZA

Debido a que los estudios se están realizando para utilizar los drones en Colombia, puesto que es el lugar donde existe la problemática, todos los cálculos anteriores se han realizado teniendo en cuenta las condiciones atmosféricas de dicho lugar.

No obstante, las pruebas que se realizarán con el dron se llevarán a cabo en Vilanova i la Geltrú, Cataluña, España. Esto hace que las condiciones atmosféricas sean diferentes. Para poder extrapolar los resultados obtenidos en los estudios anteriores se utilizan las leyes de semejanza. Gracias a estas leyes no es necesario realizar de nuevo el estudio para obtener resultados en las nuevas condiciones.

Debido a que se realizó un curso de pilotaje de dron y tutorización de la parte electrónica con el fin de realizar publicidad a la empresa en el ámbito universitario, también se realizaron pruebas de vuelo en Logroño. Por consiguiente también se realiza el estudio de potencia para este lugar.

8.4.1. Cálculo de la potencia en los ensayos

Para poder calcular la potencia en los ensayos es necesario conocer la densidad del fluido (aire) en el lugar donde se realizan los ensayos.

Primeramente, en Vilanova i la Geltrú, mediante la ecuación 8.2:

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{6,5 \cdot 10^{-3} \cdot h}{288,15}\right)^{4,2586} \quad [8.2]$$

$$\rho(0m) = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{6,5 \cdot 10^{-3} \cdot 0}{288,15}\right)^{4,2586} \rightarrow \rho(0m) = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

Secundariamente, en Logroño:

$$\rho(384m) = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{6,5 \cdot 10^{-3} \cdot 384}{288,15}\right)^{4,2586} \rightarrow \rho(384m) = 11804 \text{ kg/m}^3$$

Se realizará el estudio para los casos de vuelo en punto fijo mediante el teorema de Elemento de Pala, el cual deduce la potencia que es capaz de generar el motor a partir de su velocidad angular.

Posteriormente se aplicará las leyes de semejanza para obtener la potencia requerida en vuelo axial ascendente y vuelo axial descendente.

8.4.1.1. Vuelo en punto fijo mediante TEP

Conociendo este dato y conociendo también la relación que guardan las potencias gracias a la Ley de Semejanza se establece la siguiente ecuación en función de la variación de la densidad:

$$P_2 = P_0 \cdot \frac{\rho_2}{\rho_0} \quad [8.53]$$

Dónde:

- P_2 : potencia estudiada en el lugar del ensayo.
- P_0 : potencia estudiada en los estudios anteriores.
- ρ_2 : densidad estudiada en el lugar de ensayo.
- ρ_0 : densidad estudiada en estudios anteriores.

En lo que se refiere a las pruebas realizadas en Vilanova i la Geltrú la potencia en vuelo a punto fijo mediante la TEP se obtiene aplicando la ecuación 8.53 para una velocidad angular de 950 rad/s:

$$P_2 = 1190,16 \cdot \frac{1,225}{0,9446} \rightarrow P_2 = 1543,45w$$

En lo que se refiere a las pruebas realizadas en Logroño la potencia en vuelo a punto fijo mediante la TEP se obtiene aplicando la ecuación 8.53 para una velocidad angular de 950 rad/s:

$$P_2 = 1190,16 \cdot \frac{1,1804}{0,9446} \rightarrow P_2 = 1487,26 W$$

En la figura 87 se observa la variación de la potencia inducida según la TEP en vuelo a punto fijo en las diversas zonas geográficas:

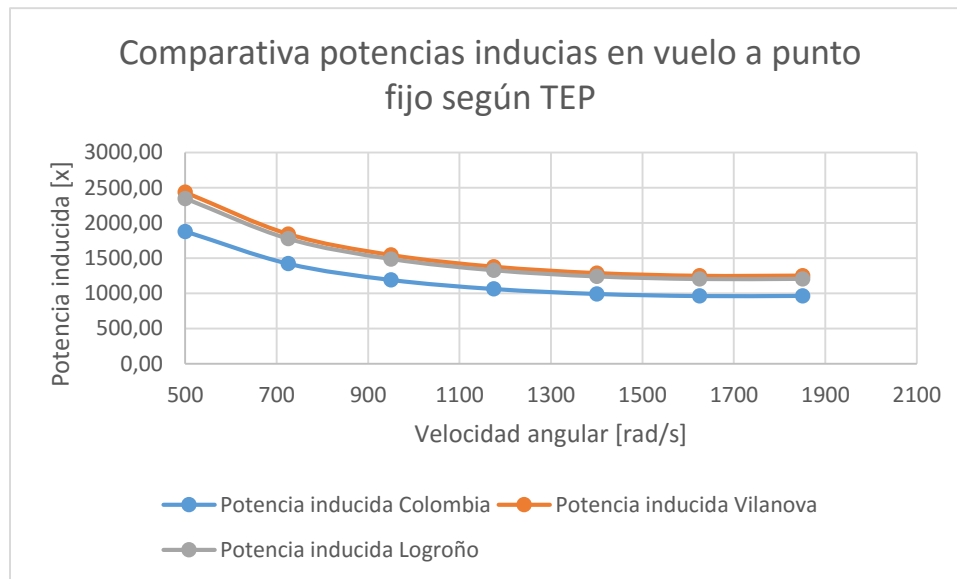


Figura 87. Comparativa de potencia inducida en función de la velocidad angular en diversos lugares de ensayo

A medida que la densidad del aire es mayor la potencia inducida también lo es, es por esto que existe una diferencia notable entre las potencias estudiadas en lugares de ensayo donde la altitud es baja a lugares de ensayo donde la altitud es mayor.

8.4.1.2. Vuelo axial ascendente mediante TCM

El proceso de obtención de los valores de la potencia requerida es el mismo que el explicado anteriormente en la ecuación 8.53.

Se obtiene de esta manera, las potencias requeridas calculadas mediante la Teoría de la Cantidad de Movimiento para diferentes velocidades de ascenso. En la figura 88 se observa dichas potencias en función del lugar de ensayo:

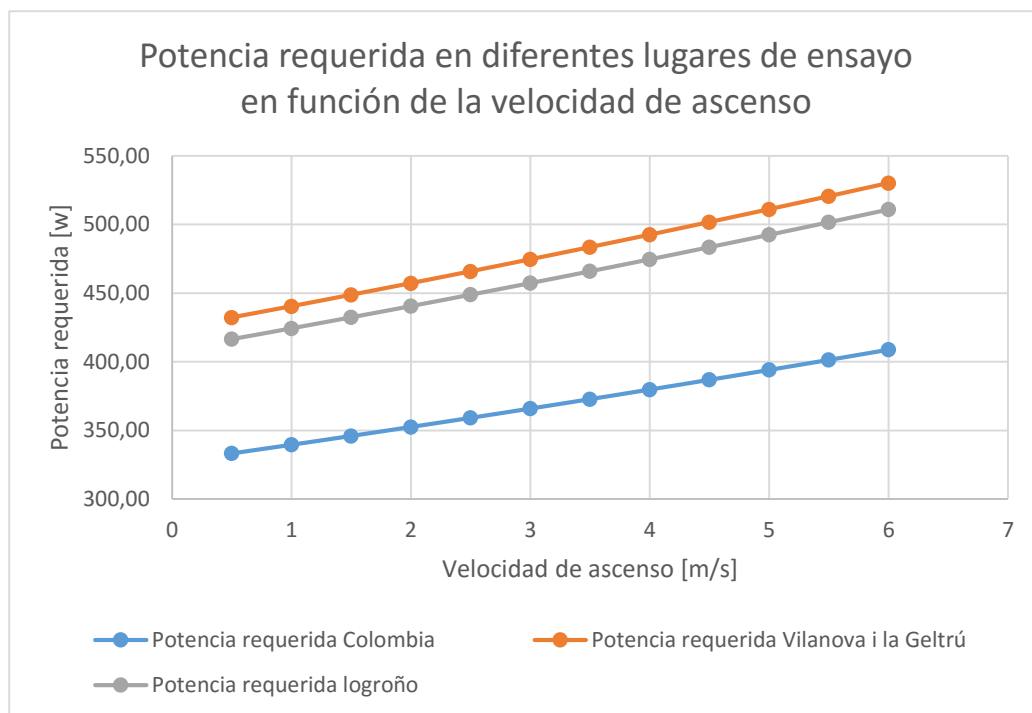


Figura 88. Potencias requeridas en diversos lugares de ensayo en función de la velocidad de ascenso

Se observa de nuevo, como la potencia requerida es mayor en aquellos lugares donde la altitud es menor o lo que es lo mismo, en aquellos lugares donde la densidad del aire es mayor.

Aun y así, se observa que los valores máximos no llegan a 550 W, lo que concluye que los motores seleccionados anteriormente son aptos para poder entregar dicha potencia.

8.4.1.3. Vuelo axial descendente mediante TCM

Se obtiene de esta manera, las potencias requeridas calculadas mediante la Teoría de la Cantidad de Movimiento para diferentes velocidades de ascenso. En la figura 89 se observa dichas potencias en función del lugar de ensayo:

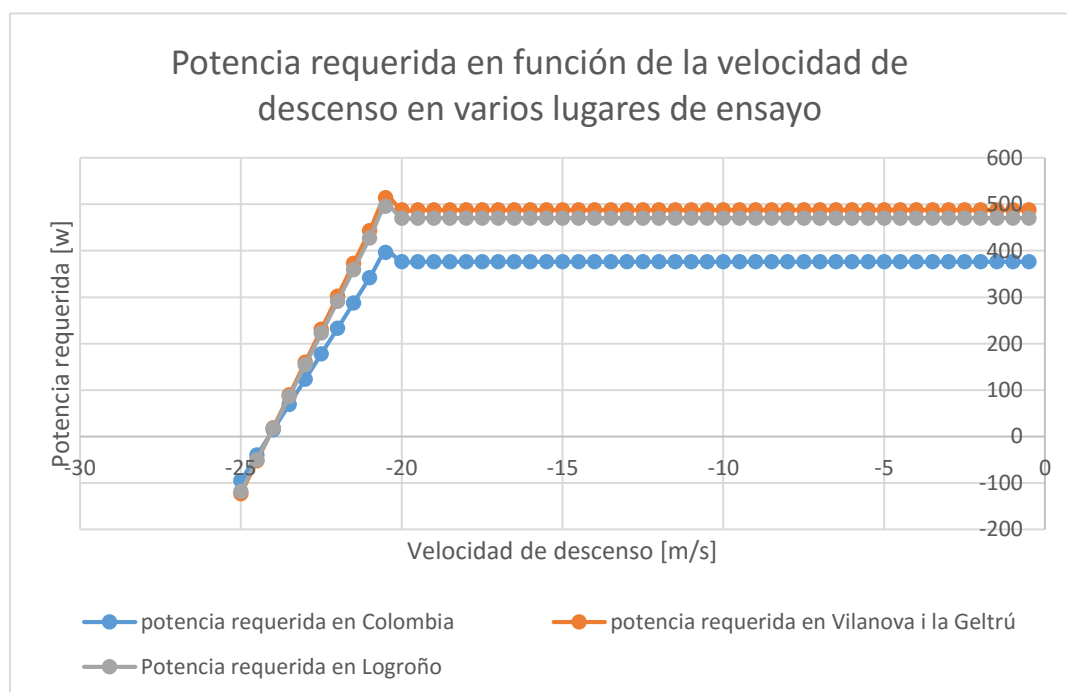


Figura 89. Potencia requerida en función de la velocidad de ensayo.

Obviamente la potencia requerida sigue siendo mayor en aquellos lugares donde la altitud es menor o lo que es lo mismo, en aquellos lugares donde la densidad del aire es mayor.

De nuevo destacar que existe una discontinuidad en las curvas debido al límite que separa las diversas ecuaciones utilizadas para desarrollar el gráfico. Cabe comentar nuevamente, que la potencia máxima es mucho menor a la potencia que pueden entregar los motores utilizados en el dron, por lo tanto, estos motores siguen siendo aptos para montar en el dron.

8.5. CÁLCULO DE LA AUTONOMÍA DEL HEXACÓPTERO

La autonomía es un factor muy importante a la hora de diseñar y seleccionar los componentes de cualquier UAV. La autonomía se refiere al tiempo que puede estar volando en aire dependiendo del tipo de batería que se ha instalado y el consumo energético. En un hexacóptero se pueden diferenciar tres tipos de movimientos: vuelo en punto fijo, vuelo axial ascendente y vuelo de avance horizontal.

Para la selección de los datos se han escogido los valores máximos de funcionamiento, cuya velocidad oscila entre 5 y 6 m/s. Seguidamente se muestran las potencias para dichos movimientos:

- Potencia en vuelo a punto fijo: 327,13 W.
- Potencia en vuelo axial ascendente: 408,87 W.
- Potencia en vuelo de avance horizontal: 32,675 W.

Conociendo las características técnicas de los motores, los motores deben alimentarse a 22,2V, es decir, que la batería a implementar debe de ser de 6 celdas. A partir de este voltaje, se puede determinar las corrientes de cada movimiento a partir de la Ley de Ohm:

$$I = \frac{P}{V} \quad [8.54]$$

Por lo tanto, las intensidades para dichos movimientos son:

- Corriente en vuelo a punto fijo: $i_{io} = 14,736$ A.
- Corriente en vuelo axial ascendente: $i_i = 18,418$ A.
- Corriente en vuelo de avance horizontal: $i_{av} = 1,472$ A.

Debido a los movimientos de detección de minas mediante un hexacóptero se considera que el dispositivo estará al 60 % en vuelo de avance horizontal, 20 % en vuelo axial ascendente y 20 % en vuelo a punto fijo.

Por lo tanto, la capacidad requerida según los tiempos de operación establecidos anteriormente para el hexacóptero es:

$$C_r = N_r \cdot [0,6 \cdot t \cdot i_{av} + 0,2 \cdot t \cdot (i_{io} + i_i)] \cdot \eta \quad [8.55]$$

Donde:

N_r = número de rotores.

i_{av} = Intensidad en vuelo de avance horizontal.

i_{io} = Intensidad en vuelo a punto fijo.

i_i = Intensidad en vuelo axial ascendente.

t = Tiempo de vuelo.

η = Coeficiente de seguridad.

Se aplica un factor de seguridad de 1,15 debido a que los equipos electrónicos consumen energía eléctrica. Por lo tanto, la capacidad requerida para 1 hora de vuelo es:

$$C_r = 6 \cdot [0,6 \cdot 1h \cdot 1,472 \cdot 10^{-3}mA + 0,2 \cdot 1h \cdot (14,736 \cdot 10^{-3}mAh + 18,418 \cdot 10^{-3}mAh) \cdot 1,15]$$

$$C_r = 51846,6 mAh$$

Por lo tanto, a partir de este valor se puede calcular cual sería la autonomía para una batería de 5000 mAh, que es la que se ha instalado en el hexacóptero.

Despejando la variable t de la ecuación 8.55, la ecuación que determina el tiempo de vuelo viene determinada por la siguiente formula:

$$t = \frac{C_r}{N_r \cdot \eta \cdot (0,6 \cdot i_{av} + 0,2 \cdot (i_{io} + i_i))} \cdot \frac{60min}{1h} \quad [8.56]$$

Aplicando valores, el tiempo de vuelo para una batería de 5000 mAh es de:

$$t = 5,786 min.$$

8.6. ANÁLISIS ESTRUCTURAL DEL DRON

Para realizar el estudio de la estructura del dron se analizará la parte más solicitada de la misma. La parte que sufre una tensión mayor se encuentra en cualquier brazo debido a una sollicitación a flexión que comporta que el brazo se vea sollicitado a tracción y a compresión. Este estudio es de vital importancia realizarlo ya que la estructura de dicho dron ha sido construida con la finalidad de aguantar el peso de los motores y su fuerza de empuje sin carga. En este caso, se ha de introducir una carga extra: el peso del equipamiento del georadar. Por este motivo, es necesario conocer si la estructura es capaz de soportar las tensiones derivadas de estas fuerzas para reforzarla o no.

Para analizar este fenómeno, se opta primeramente por realizar una serie de cálculos analíticos, en los cuales se detalla la tensión a la que se encuentra sollicitado el brazo, se compara con la tensión admisible del material, en este caso: fibra de carbono.

Por otro lado, se realiza el diseño de la estructura mediante CAD con la finalidad de obtener datos que contrasten los obtenidos analíticamente.

Finalmente, mediante el estudio de uno de los brazos sollicitado a flexión en el laboratorio y con la colocación de galgas extensiométricas y un equipamiento electrónico para la obtención de datos de deformación y tensión.

8.6.1. *Propiedades de la fibra de carbono*

Para poder realizar los diferentes análisis es necesario conocer diferentes propiedades mecánicas de la fibra de carbono.

La fibra de carbono es una fibra sintética constituida por finos filamentos de 5 –11 μm de diámetro y compuesto principalmente por carbono. Cada fibra de carbono es la unión de miles de filamentos de carbono. Tiene propiedades mecánicas similares o superiores al acero y es tan ligera como la madera o el plástico. Por su dureza tiene mayor resistencia al impacto que el acero.

La principal aplicación es la fabricación de materiales compuestos, en la mayoría de los casos —aproximadamente un 75%— con polímeros termoestables. El polímero es habitualmente resina epoxi, de tipo termoestable, aunque también puede asociarse a otros polímeros, como el poliéster o el vinil éster.

La figura 90 constituye una representación esquemática de la estructura que presentan estos materiales. De acuerdo con ella, una fibra de carbono está constituida por paquetes de capas de átomos de carbono con diferentes orientaciones respecto al eje

de la fibra. La ordenación de los átomos de carbono en las capas es similar a la del grafito figura 90, razón por la que se las suele designar como capas de grafeno.

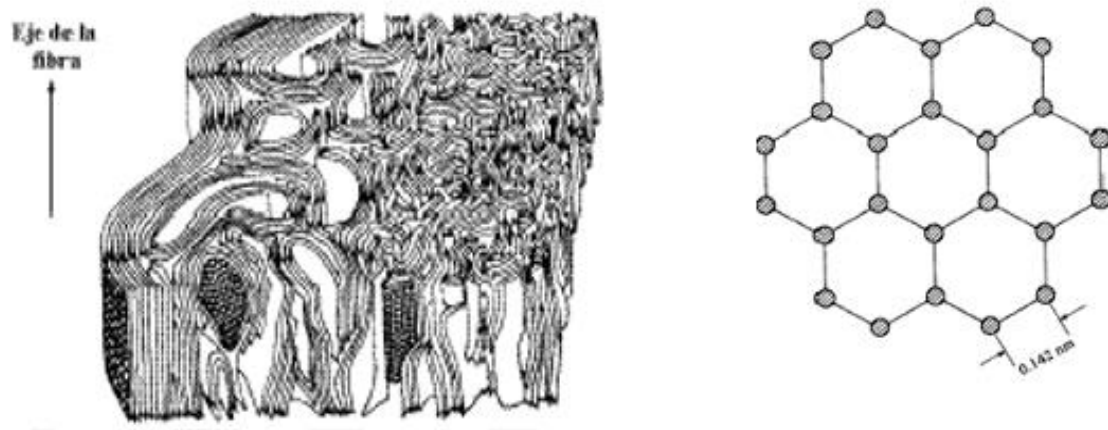


Figura 90. Ordenación de los átomos de carbono.

Este tipo de estructura implica que la fibra va a presentar una anisotropía en sus propiedades, cuyos valores vienen determinados, entre otros, por los siguientes factores:

- La existencia de fuertes enlaces covalentes carbono-carbono en las capas, en contraste con las débiles fuerzas de van der Waals que actúan entre capas.
- La perfección de la orientación tanto en sentido longitudinal como transversal.
- Presencia de picaduras, poros y grietas.
- El tipo de precursor usado.
- Proceso de fabricación empleado y condiciones en las que se realiza.

Como precursores o materias primas para la obtención de fibra de carbono se distinguen dos grandes grupos:

- Fibras PAN (poliacrilonitrilo): hoy en día éste es el precursor más importante para la fabricación de fibras de carbono y el que se obtienen la mayoría de las fibras industriales
- Fibras PITCH: se obtienen de la brea de alquitrán de hulla o bien petróleo purificado.

Las primeras, son las más extendidas en la producción de fibras de carbono, mientras que las fibras pitch aportan mayor rigidez, aunque son más frágiles y se rompen con menores elongaciones.

Las fibras de carbono se suelen clasificar atendiendo a dos criterios: tipo de precursor y valor de su módulo de elasticidad. De acuerdo con el segundo criterio se distinguen cinco clases, o calidades, de fibras:

- SM (Standard modulus).
- UHM (Ultra-high modulus).
- HM (High modulus).
- HT (High tenacity-high strength) o IM (Intermediate modulus).
- LM (Low modulus).

En la figura 91 se muestran valores de las propiedades de las fibras obtenidas a partir de PAN como precursor:

Propiedad	Fibras SM_a	Fibras SM_b	Fibras IM_b	Fibras HM_b
<i>Contenido carbono (%)</i>	95	95	95	>99
<i>Diámetro de la fibra (μm)</i>	6-8	6-8	5-6	5-8
<i>Densidad lineal (gtm)</i>	1,8	1,8	1,8	1,9
<i>Módulo de Young (GPa)</i>	228	220-241	290-297	345-448
<i>Resistencia a la tracción (MPa)</i>	3800	3450-4830	3450-6200	3450-5520
<i>Alargamiento a la rotura (%)</i>	1,6	1,5-2,2	1,3-2,0	0,7-1,0

Figura 91. Propiedades de las fibras obtenidas a partir de PAN.

Los datos referenciados con el subíndice a hacen referencia a usos generales.

Los datos referenciados con el subíndice b hacen referencia a aplicaciones aeroespaciales.

En la figura 92 se muestran valores de las propiedades de las fibras obtenidas a partir de PITCH como precursor:

Propiedad	Fibras LM	Fibras HM	Fibras UHM
<i>Contenido carbono (%)</i>	>97	>99	>99
<i>Diámetro de la fibra (μm)</i>	11	11	10
<i>Densidad lineal (gtm)</i>	1,9	2,0	2,2
<i>Módulo de Young (GPa)</i>	170-241	380-620	690-695
<i>Resistencia a la tracción (MPa)</i>	1380-3100	1900-2750	2410
<i>Alargamiento a la rotura (%)</i>	0,9	0,5	0,27-0,4

Figura 92. Propiedades de las fibras obtenidas a partir de PITCH

Otro factor importante a tener en cuenta es la estructura del carbono. Existen dos estructuras bien diferenciadas:

- Estructura en cruz.
- Estructura unidireccional (UD).

El primer tipo es el más conocido, con su conocida apariencia de trama de tejido en cruz. Para el carbono unidireccional se requiere una estructura de varias capas mucho más avanzada, pero, si se construye correctamente, ofrece mucha más resistencia por unidad de peso, comparado con el de estructura en cruz. Básicamente, el resultado es que el de estructura en cruz es resistente en todas las direcciones, pero también donde no se necesita.

En el caso de la fibra de carbono utilizada en el hexacóptero se conoce que es del tipo 3K. Este tipo de fibra de carbono hace referencia al número de minúsculas fibras (filamentos) usados en cada trenza. 1K significa 1000 filamentos, 3K 3000, y así sucesivamente. Estas trenzas son después entrelazadas biaxialmente para fabricar piezas de carbono. Es decir que se trata de una estructura en cruz.

En la figura 91 no se hace ninguna referencia a la resistencia y a la rigidez a compresión axial de las fibras. Estas propiedades son difíciles de medir y sólo pueden inferirse a partir de las propiedades de los materiales compuestos fabricados con dichas fibras. Se ha encontrado que la rigidez axial en compresión es aproximadamente la misma que en tracción para todas las fibras, exceptuando las fibras Kevlar.

En el caso de la fibra utilizada en la construcción de los brazos del dron se conoce que se trata de fibra con una estructura en cruz. Al estar estructurada en cruz, las propiedades mecánicas de la fibra se reducen levemente en comparación con la unidireccional, aunque se pueden realizar unas aproximaciones para el cálculo de sus propiedades mecánicas tales como el módulo de Young.

Para realizar los cálculos teóricos y las simulaciones mediante las herramientas de CAD se utilizará una fibra standard, y posteriormente, con los datos obtenidos mediante los ensayos a flexión del brazo del dron se validarán los resultados obtenidos teóricamente.

8.6.1.1. Cálculo aproximado del módulo de Young de la fibra de carbono

Si se conoce las propiedades de los materiales por separado, tanto de la matriz como de la fibra, es posible calcular las propiedades resultantes mediante la regla de las mezclas en los compuestos reforzados por fibra.

Si se desea conocer el módulo de elasticidad en la dirección que están orientadas las fibras:

$$E = f_m \cdot E_m + f_f \cdot E_f \quad [8.57]$$

Dónde:

- E: módulo de elasticidad del compuesto.
- f_m : fracción del material que se utiliza como matriz.
- E_m : módulo de elasticidad del material que se utiliza como matriz.
- f_f : fracción del material que se utiliza como fibra.
- E_f : módulo de elasticidad del material que se utiliza como fibra.

Sin embargo, cuando el esfuerzo aplicado es muy grande, la matriz comienza a deformarse y la curva esfuerzo-deformación ya no es lineal. Dado que ahora la matriz contribuye poco a la rigidez del compuesto, el módulo se puede estimar aproximadamente mediante:

$$E = f_f \cdot E_f \quad [8.58]$$

Es decir, el aporte del material que se utiliza como matriz se considera menospreciable.

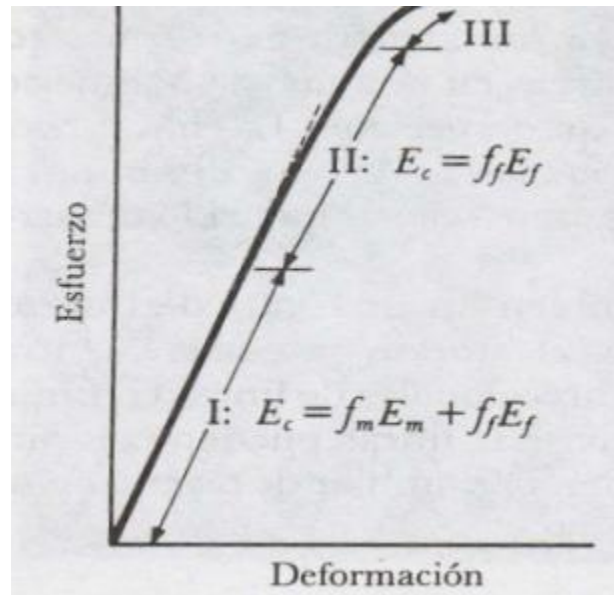


Figura 93. Deformación de la fibra de carbono.

Como se visualiza en la figura 93 para esfuerzos muy grandes es muy difícil de modelar matemáticamente la deformación del material.

Esto no supone ningún inconveniente ya que los esfuerzos a los que se ve sometido el brazo del dron no son tan elevados.

Cuando la carga se aplica perpendicularmente a las fibras, cada componente del compuesto actuará independientemente. El módulo elástico en este caso se puede obtener mediante:

$$\frac{1}{E} = \frac{f_m}{E_m} + \frac{f_f}{E_f} \quad [8.59]$$

8.6.1.2. Comprobación del módulo de Young proporcionado por el fabricante

Debido a que el módulo de Young ha sido proporcionado por el fabricante, y éste tiene un valor de 59 GPa, muy por debajo de las fibras de carbono convencionales, se procede a la comprobación del mismo mediante el estudio de deflexión en el eje vertical cuando es sometido a la carga que simula el empuje del motor. Para ello, se utiliza un comparador como se muestra en la figura 94:



Figura 94. Comparador

Todo comparador tiene una precisión determinada. En este caso dicho comparador tiene capacidad para medir la centésima de milímetro. En la figura 95 se aprecia como una vuelta del comparador equivale a un milímetro, y que dicha vuelta está dividida en 100 partes iguales:



Figura 95. Divisiones del comparador

También se aprecia en la figura 95 que existe otra subdivisión en el mismo comparador que cuenta las vueltas completas que realiza la aguja cuando el palpador se ve sometido a una traslación. Cada vuelta que realiza la aguja equivale a un milímetro de traslación del palpador.

El procedimiento es sencillo, fijar el soporte donde se sitúa el brazo del dron que se va a ver sometido a la sollicitación de 2.5 kg, dicha sollicitación simula el empuje que ha de realizar el motor para que éste trabaje al 50 %, es decir con una relación empuje/peso equivalente a 2.

Antes de colocar el peso se realiza el montaje del comparador en el extremo del brazo del dron tal y como se visualiza en la figura 96:



Figura 96. Montaje del comparador sin carga

A continuación, solo es necesario colocar la carga y realizar la medida que proporciona el instrumento de medición. Esto se visualiza en las figuras 97 y 98:



Figura 97. Medición con la carga aplicada



Figura 98. Lectura en el comparador

En el comparador se visualiza como la aguja ha completado una vuelta completa, o lo que es lo mismo cien divisiones, y además ha llegado a aproximadamente 42 divisiones de la segunda vuelta. Conociendo que cada división corresponde a 0.01mm, el desplazamiento que ha sufrido el brazo del dron en el punto donde está aplicado el comparador es:

$$\delta_y = n \cdot div \quad [8.60]$$

Siendo:

- δ_y = desplazamiento vertical.
- n = valor de la división, en este caso 0,01 mm.
- div = divisiones recorridas.

Resolviendo:

$$\delta_y = 142 \cdot 0,01 \rightarrow \delta_y = 1,42mm$$

Si a continuación se calcula el módulo de Young mediante la ecuación 8.76 que se detallará en el punto 8.6.2.5:

$$\delta_y = \frac{F \cdot l^3}{3 \cdot E \cdot I}$$

La longitud l en todo el estudio es de 255 mm, pero para la correcta colocación del comparador es demasiado apurado colocarlo a esta distancia del empotramiento. Se ha decidido colocar el palpador del comparador a una distancia de 240 mm, para que el palpador no deslice por estar situado demasiado al extremo. Realizando los cálculos:

$$\delta_y = \frac{24,525 \cdot 240^3}{3 \cdot E \cdot 1331,25} \rightarrow E = \frac{24,525 \cdot 240^3}{3 \cdot 1,42 \cdot 1331,25} \rightarrow E = 59782,42 \text{ MPa}$$

El resultado no se aleja del valor teórico dado por el fabricante, el cual era de 59000 MPa. Por consecuencia, este valor está muy lejos de los valores establecidos anteriormente para la fibra de carbono. Es cierto que en el ensayo existen imprecisiones, como que el empotrado del brazo del dron sea perfecto y no haya un ligero desplazamiento del mismo sin apenas aplicación de la fuerza. Calculando el error mediante la ecuación 8.56 detallada posteriormente, el error del valor experimental respecto el teórico resulta:

$$\text{error relativo} = \left| \frac{\text{Valor teórico} - \text{Valor experimental}}{\text{Valor teórico}} \right| \cdot 100$$

$$error\ relatiu = \left| \frac{59000 - 59782,42}{59000} \right| \cdot 100 \rightarrow error\ relatiu = 1,33\%$$

Conociendo las imprecisiones anteriormente comentadas, y siendo el valor experimental lejano también a los valores normales para la fibra de carbono, se da por bueno el módulo de Young citado por el fabricante. Además, dicho módulo de Young es más restrictivo que el medido experimentalmente, por lo tanto, se está sobredimensionado y el factor de seguridad aun sería mayor.

8.6.2. Estudio teórico analítico

Para poder realizar el estudio analítico y determinar teóricamente los esfuerzos a flexión, esfuerzos cortantes, la deflexión o deformación del brazo y definir el punto crítico en la sección más solicitada del brazo, es necesario conocer los datos geométricos del brazo.

La geometría del brazo del dron se escogió de forma tubular, ya que tiene un buen comportamiento frente a cargas de flexión. La geometría del brazo viene definida por

- La longitud L , distancia entre punto de anclaje en la estructura y punto de anclaje del motor donde se originan las fuerzas derivadas del propio motor. $L = 255 \text{ mm}$.
- El diámetro exterior $D = 16 \text{ mm}$.
- El diámetro interior $d = 14 \text{ mm}$.

8.6.2.1. Estudio a flexión del brazo del dron. Ley de Momentos Flectores

La fuerza de empuje que genera el motor F_m hace que se genere un momento variable en función de la distancia recorrida " x ". También existe un axil de compresión y tracción a ambos lados de la fibra neutra debido al par motor, pero no se dibuja porque no afecta al estudio a flexión.

En la figura 98 se visualiza el estado de sollicitación comentado anteriormente:

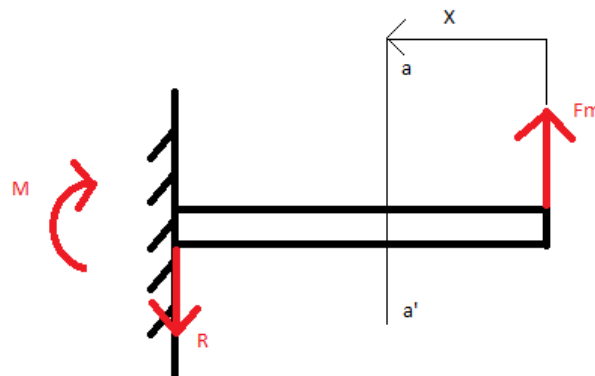


Figura 98. Estado de sollicitación del brazo del hexacóptero.

Dónde:

- F_m : fuerza de empuje que genera el motor.
- X : distancia donde se evalúa el momento.
- R : reacción que se genera en el empotramiento.
- M : momento en el empotramiento generado por la fuerza de empuje F_m .

El peso total del dron con carga es de 7,5 kg. Al tratarse de un hexacóptero cada motor se encarga de levantar una sexta parte de este peso, es decir, 1,25 kg.

Los motores no pueden trabajar al 100% porque se quemarían. Como mínimo se recomienda una relación empuje/peso de dos, es decir que la fuerza de empuje se calcula:

$$\frac{F_m}{Peso} > 2 \rightarrow F_m > 2 \cdot Peso \quad [8.61]$$

$$\rightarrow F_m > 2 \cdot (1,25 \text{ kg}) \rightarrow F_m > 2,5 \text{ kg} \rightarrow F_m > 2,5 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \rightarrow F_m > 24,525 \text{ N}$$

Mediante las ecuaciones de estática:

$$\sum \bar{F}_y = 0 \quad [8.62]$$

$$\rightarrow F_m - R = 0 \rightarrow F_m = R \rightarrow R = 24,525 \text{ N}$$

$$\sum \overline{M_{x=L}} = 0 \quad [8.63]$$

$$\rightarrow M - F_m \cdot L = 0 \rightarrow M = F_m \cdot L \rightarrow M = 24,525 \text{ N} \cdot 255 \text{ mm} \rightarrow M = 6253,875 \text{ Nmm}$$

La Ley de Momentos Flectores determina un convenio de signos según la figura 99:



Figura 99. Convenio de signos de la Ley de Momentos Flectores.

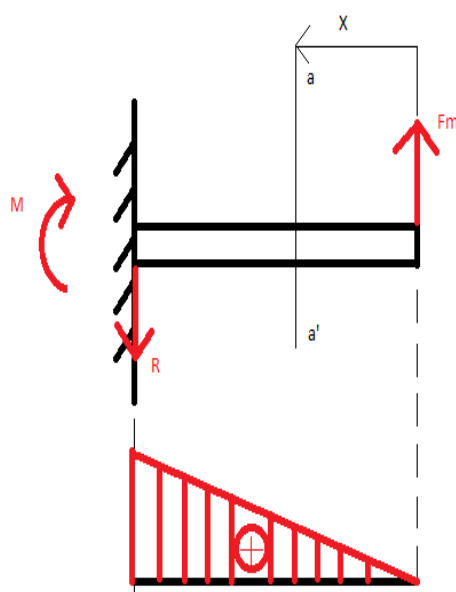


Figura 100. Diagrama de Momento Flector.

Cabe definir la sección de estudio: sección a-a'.

La variable X determina la longitud en la que se realiza el estudio de la sollicitación de la sección a-a'.

$$M_{a-a'} = F_m \cdot x \quad [8.64]$$

Siendo $0 \leq x \leq L$

Como se trata de una función lineal, el diagrama de flectores quedará determinado por una recta inclinada.

$$x = 0 \rightarrow M_{x=0} = F_m \cdot 0 \rightarrow M_{x=0} = 0$$

$$x = L \rightarrow M_{x=L} = F_m \cdot L \rightarrow M_{x=L} = 24,525N \cdot 255mm \rightarrow M_{x=L} = 6253,875Nmm$$

8.6.2.1.1. Distribución de tensiones normales debido al momento flector

Según la Ley de Navier se puede encontrar el valor de la tensión según las coordenadas de distancia longitudinal y radial para el caso de un tubo mediante la ecuación 8.65:

$$\sigma_{x,y} = \frac{M(x)}{I_z} \cdot y \quad [8.65]$$

Dónde:

- $\sigma_{x,y}$ = tensión evaluada a una distancia x y en un radio comprendido entre radio interior y radio exterior.
- $M(x)$ = momento flector según la distancia x del punto de aplicación de la fuerza de empuje realizada por el motor.
- I_z = momento de inercia del eje perpendicular Z. Supone la resistencia al giro respecto dicho eje que proporciona el elemento estructural.
- y= distancia desde el centro del tubo al exterior, comprendida entre radio interior y radio exterior.

Por lo tanto, aplicando la ecuación 8.65 cuando x = L e y = radio exterior (R):

$$\sigma_{x,y} = \frac{M(x)}{I_z} \cdot y \rightarrow \sigma_{x,y} = \frac{F_m \cdot L}{I_z} \cdot R \rightarrow \sigma_{x,y} = \frac{24,525 \cdot 255}{I_z} \cdot R$$

Dónde I_z viene tabulado en el anexo F En este anexo se realiza el cálculo para verificar de dónde proviene esta ecuación.

El valor de I_z es de:

$$I_z = \frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4) \quad [8.66]$$

Dónde:

- R= radio exterior del tubo.
- r= radio interior del tubo.

Resolviendo la ecuación 8.66 se obtiene un valor de:

$$I_z = \frac{\pi}{4} \cdot (8^4 - 7^4) \rightarrow I_z = 1331,25 \text{ mm}^4$$

Introduciendo este valor en la ecuación 8.65:

$$\sigma_{x,y} = \frac{24,525 \cdot L}{\frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4)} \cdot R \rightarrow \sigma_{x,y} = \frac{24,525 \cdot 255}{\frac{\pi}{4} \cdot (8^4 - 7^4)} \cdot 8 \rightarrow \sigma_{x,y} = 37,58 \text{ MPa}$$

Comparando este resultado con la tensión límite de las propiedades de la fibra de carbono se puede determinar el factor de seguridad:

$$FS = \frac{\sigma_{x \text{ lim}}}{\sigma_{x, \text{max}}} = \frac{513}{37,58} = 13,651$$

Este valor de tensión corresponde al valor máximo cuando y equivale al radio exterior. En la figura 101 se visualiza la distribución de tensiones en un eje. Cabe destacar que esta distribución de tensiones aumenta progresivamente cuando mayor es el radio en el cual se está evaluando la tensión.

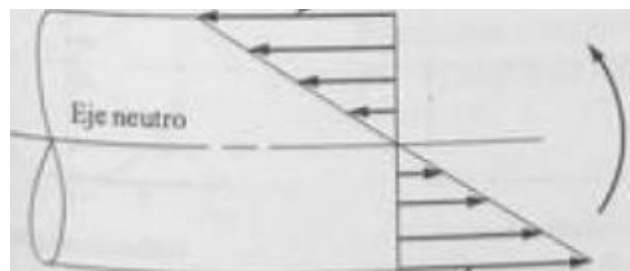


Figura 101. Distribución de tensiones.

Tanto el valor de tensión a tracción de la fibra inferior como el valor de tensión a compresión de la fibra superior debido a la flexión tienen el mismo valor 37,58 MPa.

8.6.2.2. Ley de Esfuerzos Cortantes

Así como en la Ley de Momentos Flectores, también se establece un convenio de signos para analizar los esfuerzos cortantes. Este convenio queda establecido en la figura 102:



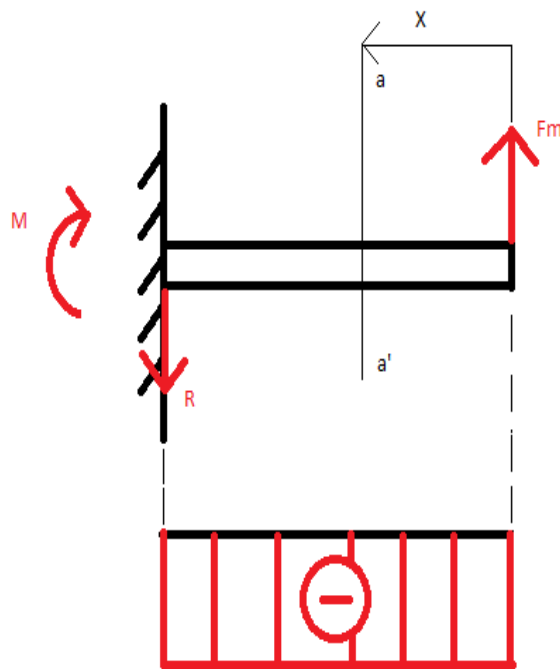
Figura 102. Convenio de signos para la Ley de Esfuerzos Cortantes

La Ley de Esfuerzos Cortantes establece que el esfuerzo cortante en una sección determinada viene dado por la ecuación 8.67:

$$V_{a-a'} = \frac{\delta M_{a-a'}}{\delta x} \quad [8.67]$$

Aunque atendiendo al convenio de signos y conociendo que el estudio de la sección se realiza por el tramo derecho del tubo, es necesario aplicar un cambio de signo en el caso que el estudio empiece por el tramo derecho. La ecuación 8.68 queda definida entonces:

$$V_{a-a'} = \frac{-\delta M_{a-a'}}{\delta x} \quad [8.68]$$



Aplicando la ecuación 8.68:

$$V_{a-a'} = -(F_m \cdot x)'$$

Válido para $0 \leq x \leq L$

Como se trata de la derivada de una recta, el resultado es una constante:

$$V_{a-a'} = -F_m = -24.525 \text{ N}$$

Por lo tanto, el diagrama de esfuerzos cortantes queda definido en la figura 84.

Figura 103. Diagrama de Esfuerzos Cortantes.

Este valor supone el esfuerzo cortante debido a la fuerza de empuje. Para encontrar el valor de esfuerzo cortante máximo es necesario realizar otro estudio, que se realiza a continuación.

8.6.2.3. Cálculo de la tensión cortante máxima

Para encontrar el valor de esfuerzo cortante máximo es necesario escoger un elemento diferencial de longitud (dx), correspondiente a una sección del tubo cualquiera, queda reflejado en la figura 104:

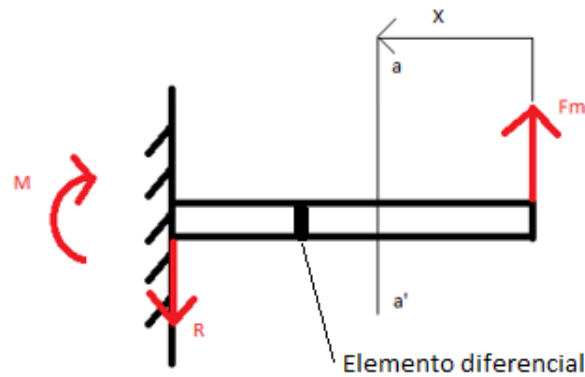


Figura 104. Elemento diferencial en el cálculo de la tensión cortante máxima.

Ese elemento diferencial se encuentra solicitado de la manera reflejada en la figura 105:

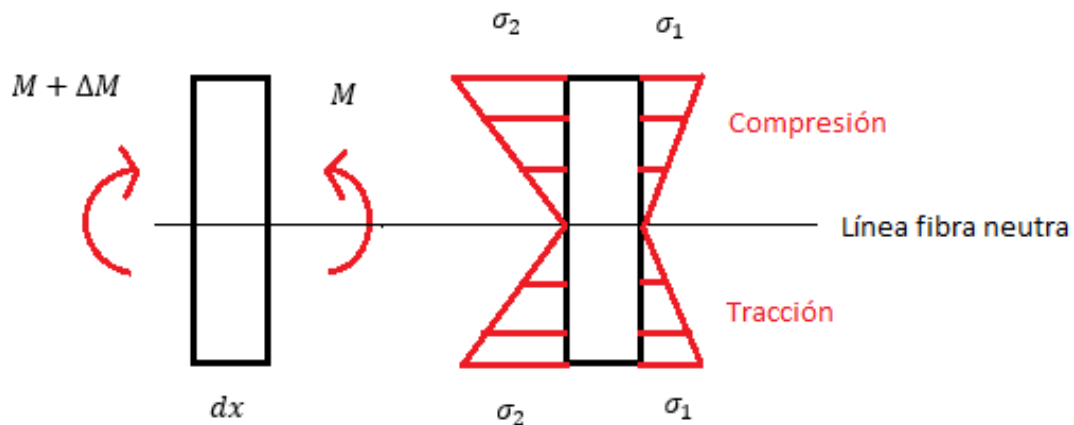


Figura 105. Sollicitación del elemento diferencial.

Debido a que ese diferencial de longitud dx proporciona un incremento de momento ΔM , esto hace que $\sigma_2 > \sigma_1$. Lo que quiere decir es que este elemento diferencial no se encuentra en equilibrio. Resulta que si se escoge un diferencial de altura dy aparece una fuerza horizontal para equilibrar dichas tensiones como se detalla en la figura 106:

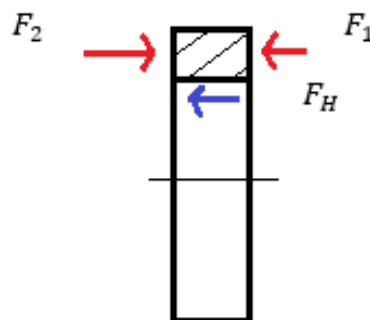


Figura 106. Equilibrio de tensiones en el elemento diferencial.

La resultante de fuerzas en la dirección X se calcula mediante la ecuación 8.69:

$$F = \int \sigma \cdot dA' \quad [8.69]$$

El diferencial de área dA' se determina en la figura 107:

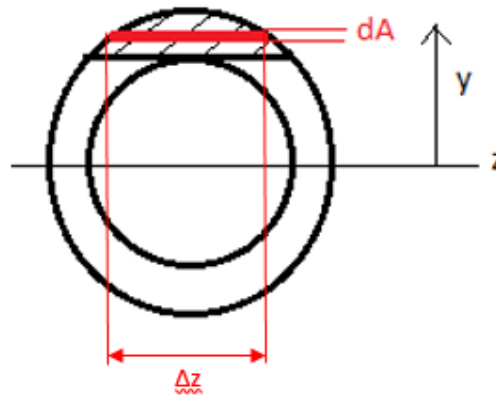


Figura 107. Diferencial de área del tubo.

Conociendo la ecuación 8.65:

$$\sigma_{x,y} = \frac{M(x)}{I_z} \cdot y$$

Introduciéndola en la 8.69, resulta la ecuación 8.70:

$$F = \int -\frac{M}{I_z} \cdot y \, dA' \quad [8.70]$$

De manera que se puede calcular las fuerzas que generan los momentos por ambos lados del elemento diferencial:

$$F_1 = \int \sigma_1 \cdot dA' \rightarrow F_1 = \int -\frac{M}{I_z} \cdot y \, dA'$$

$$F_2 = \int \sigma_2 \cdot dA' \rightarrow F_2 = \int -\left(\frac{M + \Delta M}{I_z}\right) \cdot y \, dA'$$

El signo negativo de ambas ecuaciones indica que ambas se encuentran a compresión.

Aplicando la ecuación de estática de sumatorio de fuerzas en el eje x se determina la fuerza horizontal:

$$\sum \bar{F}_x = 0$$

$$F_H = F_2 - F_1 \rightarrow F_H = \int \left(\frac{M + \Delta M}{I_z}\right) \cdot y \, dA' - \int \frac{M}{I_z} \cdot y \, dA' \rightarrow$$

$$\rightarrow F_H = \left(\frac{M + \Delta M}{I_z} \right) \cdot \int y \, dA' - \frac{M}{I_z} \cdot \int y \, dA' \rightarrow F_H = \frac{\Delta M}{I_z} \cdot \int y \, dA' \quad [8.71]$$

Para encontrar la tensión cortante máxima solo es necesario evaluar dicha fuerza en el área correspondiente, es decir, en el diferencial de x y el diferencial de z definidos anteriormente. La ecuación 8.72 proporciona la tensión cortante máxima:

$$\tau = \frac{F_H}{A} \quad [8.72]$$

Introduciendo la ecuación 8.48 en la ecuación 8.72 y conociendo que el área asociada es el producto de los diferenciales se obtiene la ecuación 8.73:

$$\tau = \frac{\frac{\Delta M}{I_z} \cdot \int y \, dA'}{\Delta x \cdot \Delta z} \rightarrow \tau = \frac{\Delta M}{I_z \cdot \Delta x \cdot \Delta z} \cdot \int y \, dA' \quad [8.73]$$

Cabe comentar que al término:

$$\int y \, dA'$$

Se le conoce como primer momento de inercia, y se le representa por la letra Q.

Si se realiza el límite cuando el diferencial de x tiene a 0, la ecuación 8.73 resulta de la siguiente manera:

$$\tau_{(\lim x \rightarrow 0)} \frac{\Delta M}{I_z \cdot \Delta x \cdot \Delta z} \cdot \int y \, dA' \rightarrow \tau = \frac{\delta M}{\delta x} \cdot \frac{1}{I_z \cdot \Delta z} \cdot \int y \, dA'$$

Conociendo lo establecido anteriormente respecto al primer momento de inercia, y sabiendo también que la derivada del momento flector define la fuerza cortante la ecuación 8.74 queda redefinida de manera:

$$\tau = \frac{V \cdot Q}{I_z \cdot \Delta z} \quad [8.74]$$

El cálculo de Q se adjunta en el anexo F conjuntamente con la tabla de momentos de inercia.

Conociendo que el valor de Q para un tubo es el siguiente:

$$Q = \frac{2}{3} \cdot (R^3 - r^3)$$

Dónde:

- R= radio exterior.
- r= radio interior.

El valor de la tensión cortante máxima se puede encontrar desarrollando la ecuación 8.75:

$$\tau = \frac{V \cdot Q}{I_z \cdot \Delta z} \rightarrow \tau = \frac{V \cdot \frac{2}{3} \cdot (R^3 - r^3)}{\frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4) \cdot \Delta z}$$

Conociendo que la tensión cortante máxima se sitúa a la altura del eje Z, allí donde la tensión normal provocada por el momento flector es nula, el diferencial de z equivale a dos veces el espesor. Por lo tanto, se puede redefinir de nuevo la ecuación 8.75:

$$\tau = \frac{V \cdot \frac{2}{3} \cdot (R^3 - r^3)}{\frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4) \cdot 2(R - r)} \rightarrow \frac{V \cdot \frac{1}{3} \cdot (R^3 - r^3)}{\frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4) \cdot (R - r)}$$

Si se realizan los siguientes desarrollos:

$$\frac{R^3 - r^3}{R - r} = R^2 + R \cdot r + r^2$$

$$R^4 - r^4 = (R^2 + r^2) \cdot (R^2 - r^2)$$

Introduciendo estos desarrollos en la ecuación 8.75 se obtiene:

$$\tau = \frac{V \cdot \frac{1}{3} \cdot (R^2 + R \cdot r + r^2)}{\frac{\pi}{4} \cdot (R^2 + r^2) \cdot (R^2 - r^2)}$$

Y conociendo el valor del área de una sección cualquiera del tubo, se puede simplificar dicha ecuación:

$$\tau = \frac{4}{3} \cdot \frac{V}{A} \cdot \frac{(R^2 + R \cdot r + r^2)}{(R^2 - r^2)} \quad [8.75]$$

Dónde:

- V= esfuerzo cortante.
- A= área del tubo.

Conociendo los valores es posible encontrar el valor de la tensión cortante máxima:

$$\tau = \frac{4}{3} \cdot \frac{24,525}{\pi \cdot (8^2 - 7^2)} \cdot \frac{(8^2 + 8 \cdot 7 + 7^2)}{(8^2 + 7^2)} \rightarrow \tau = \mathbf{1,0378MPa}$$

Mediante este valor, se puede calcular el factor de seguridad:

$$FS = \frac{\sigma_{x \lim}}{\sigma_{x, max}} = \frac{120}{1,0378} = 115,629$$

Se establece que la tensión cortante máxima es mucho menor que la tensión normal producida por el esfuerzo a flexión, es por este motivo que principalmente se diseñan los brazos de los drones para que tengan mayor aguante a flexión.

8.6.2.4. Determinación del punto crítico.

La fuerza de empuje del motor realiza un momento flector y un esfuerzo cortante como se ha visto con anterioridad. Además de estas sollicitaciones, también produce un axil de compresión en medio tubo y un axil de tracción en el otro medio debido al par motor del mismo.

En la figura 108 se muestra dichas sollicitaciones en la sección de empotramiento del tubo en la estructura ya que es la sección con mayor sollicitación:

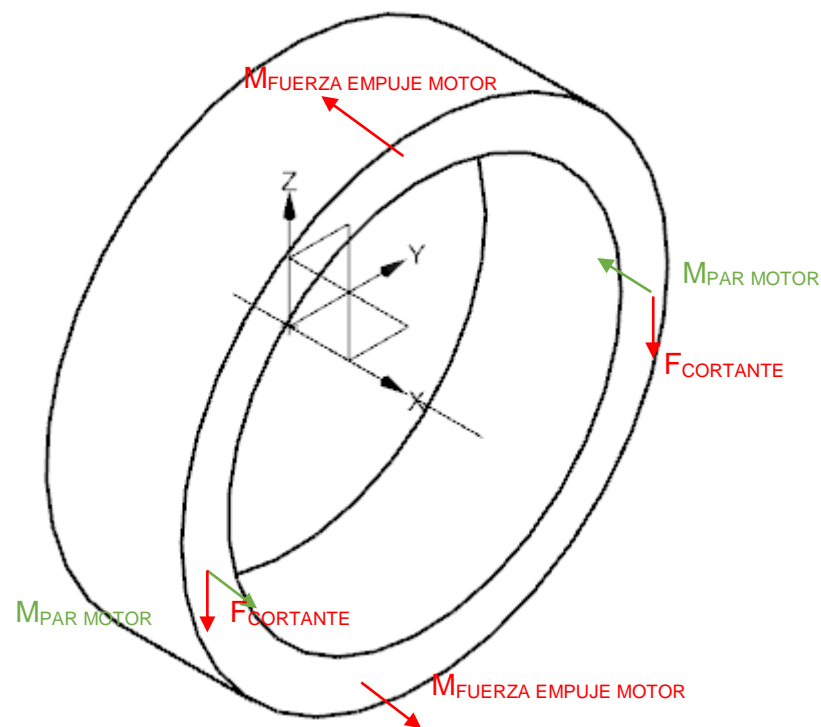


Figura 108. Punto crítico

Debido a que las tensiones derivadas del momento que provoca la fuerza de empuje del motor son mucho mayores que el momento del propio par motor y que las fuerzas cortantes derivada de la fuerza de empuje del motor, los puntos que soportan tensiones de mayor valor son el punto superior a compresión y el punto inferior a tracción.

La tensión de Von Mises es una magnitud física proporcional a la energía de distorsión. Para obtener dicha tensión, se puede utilizar la siguiente ecuación:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{(\sigma_{xx} - \sigma_{yy})^2 + (\sigma_{yy} - \sigma_{zz})^2 + (\sigma_{zz} - \sigma_{xx})^2}{2}} \quad [8.76]$$

Donde:

- σ_{xx} , σ_{yy} , σ_{zz} son las tensiones principales del tensor tensión en un punto de un sólido deformable.

No obstante, para realizar el cálculo de la teoría de Von Mises se puede calcular mediante otra fórmula:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \cdot \sigma_y + 3 \cdot \tau_{xy}^2} \quad [8.77]$$

Debido al estado tensional del estudio en el punto crítico, la tensión $\sigma_y = 0$, y en este punto la tensión cortante $\tau_{xy} = 0$. Finalmente, el valor de la tensión de Von Mises equivale a:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{37,58^2 + 0 + 3 \cdot 0} \rightarrow \sigma_{VM} = 37,58 \text{ MPa}$$

8.6.2.5. Cálculo de la deflexión del brazo

Para determinar la deflexión δ que se produce en un punto determinado del brazo debido al empuje que proporciona el motor se utiliza el Teorema de Castigliano.

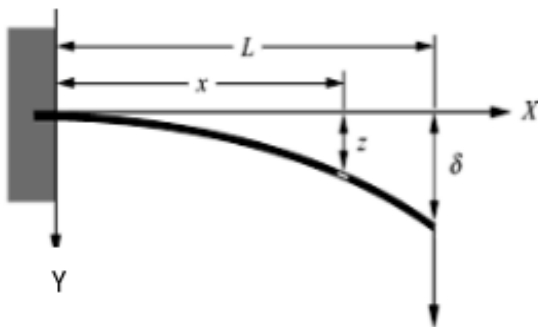


Figura 109. Viga solicitada a flexión para el cálculo de la deflexión.

La componente de desplazamiento vertical del punto de aplicación de una acción sobre una estructura en la dirección de dicha acción, se puede obtener evaluando la primera derivada parcial de la energía interna de deformación de la estructura con respecto a la acción aplicada.

En la figura 109 se aprecia como una estructura determinada sometida a una acción sufre una deformación que produce una deflexión vertical en diferentes puntos de la estructura.

Para determinar dicha deflexión se utiliza la ecuación 8.78 deducida en el Teorema de Castigliano

$$\Delta P = \delta_y = \frac{dW}{dP} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{d}{dP} \cdot \left[\int \frac{N^2}{2 \cdot A \cdot E} dx + \int \frac{M^2}{2 \cdot E \cdot I} dx + \int \frac{V^2}{2 \cdot G \cdot \frac{A}{\alpha}} dx + \int \frac{T^2}{2 \cdot G \cdot J} dx \right] \quad [8.78]$$

Dónde:

- $\int \frac{N^2}{2 \cdot A \cdot E} dx \rightarrow$ energía de deformación derivada de una fuerza axial N.
- $\int \frac{M^2}{2 \cdot E \cdot I} dx \rightarrow$ energía de deformación derivada de un momento flector M.
- $\int \frac{V^2}{2 \cdot G \cdot \frac{A}{\alpha}} dx \rightarrow$ energía de deformación derivada de un esfuerzo cortante V.
- $\int \frac{T^2}{2 \cdot G \cdot J} dx \rightarrow$ energía de deformación derivada de un momento torsor T.

En este caso la deflexión del brazo del dron es derivado de un momento flector que proporciona la fuerza de empuje del motor. Por lo tanto, la ecuación 8.78 queda redefinida para este caso particular en la ecuación 8.79:

$$\Delta P = \delta_y = \frac{dW}{dP} = \frac{d}{dP} \cdot \int \frac{M^2}{2 \cdot E \cdot I} dx \quad [8.79]$$

Conociendo la expresión que proporciona la Ley de Momentos:

$$M = F_M \cdot x$$

La ecuación 8.79 queda de la siguiente manera:

$$\Delta P = \delta_y = \frac{dW}{dP} = \frac{d}{dP} \cdot \int \frac{(F_M \cdot x)^2}{2 \cdot E \cdot I} dx$$

$$\delta_y = \frac{d}{dP} \cdot \frac{F_M^2}{2 \cdot E \cdot I} \int x^2 dx \quad [8.79]$$

Dónde:

- $\frac{d}{dP}$ = derivada de la fuerza.

$$\delta_y = \left(\frac{F_M^2}{2 \cdot E \cdot I} \int x^2 dx \right)' \rightarrow \left(\frac{F_M^2}{2 \cdot E \cdot I} \cdot \frac{x^3}{3} \right)' \rightarrow \frac{2 \cdot F_M}{2 \cdot E \cdot I} \cdot \frac{x^3}{3} \rightarrow$$

$$\rightarrow \delta_y = \frac{F_M \cdot x^3}{3 \cdot E \cdot I}$$

El valor del módulo de Young varía según la fibra y la orientación de la misma. La fibra de carbono utilizada en el brazo del dron tiene dos ejes fuertes y un eje débil. En los

ejes X e Y el módulo de Young tiene un valor de 59 GPa. En el eje Z el módulo de Young tiene un valor de 7.5 GPa. Esto es debido a que se trata de un material ortotrópico. Estos valores se han obtenido mediante la librería de materiales de Ansys.

Resolviendo con los valores establecidos anteriormente y evaluando con x = longitud máxima:

$$\delta_y = \frac{24,525 \cdot 255^3}{3 \cdot 59000 \cdot 1331,25} \rightarrow \delta_y = 1,7258 \text{ mm}$$

8.6.2.6. Estudio de tensiones del cuerpo estructural del dron

Debido a que se trata a una geometría compleja y los puntos de aplicación de la carga para la parte superior e inferior son diferentes, en este apartado se trata de realizar una primera aproximación para obtener unos valores de tensión que validen las tensiones en el mismo punto para la simulación hecha con la herramienta de CAD.

Para empezar cabe diferenciar que los esfuerzos que soportan la placa inferior y superior son diferentes, ya que la placa inferior de la estructura también se ve sometida a la carga que genera el georadar.

Para poder realizar una primera aproximación a las tensiones medias que soporta la estructura inferior se han de realizar una serie de suposiciones:

- Los puntos donde anclan los soportes que unen la placa superior con la placa inferior son puntos de no movimiento, es decir, bancada.
- En la simulación mediante herramienta de CAD también se fijará la parte central como bancada.

Cabe detallar también que los resultados obtenidos mediante este análisis teórico reflejan las tensiones medias generadas en la estructura, y no la concentración de tensiones que se generan en los múltiples orificios que tiene la estructura.

Por lo tanto, el objetivo es obtener unas tensiones medias que validen las tensiones medias obtenidas mediante la simulación CAD, para validar a su vez las tensiones obtenidas mediante dicha herramienta en la zona de concentración de tensiones.

Para realizar el estudio de la placa inferior del dron es posible dividir la misma en cuatro partes a fin de simplificar los cálculos. Se divide dicha placa en cuatro porque el peso del georadar va anclado en cuatro zonas de la placa. La división de la estructura sería la que se detalla en la figura 110:

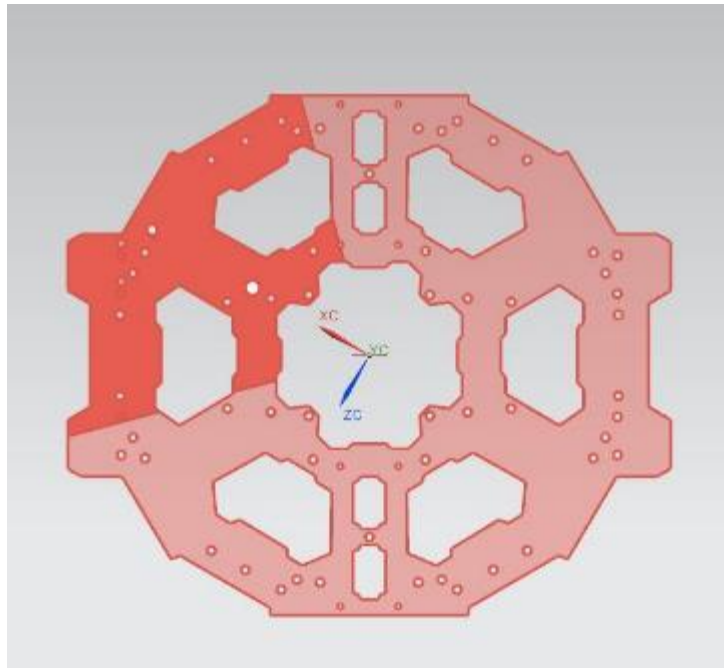


Figura 110. Cuadrante de estudio de la estructura.

Se ha escogido esta división para estudiar la zona diferenciada ya que se alinean las tres fuerzas en el eje longitudinal x. Es evidente que las otras cuatro partes no serían objeto de estudio. De esta manera se intenta estudiar la zona más solicitada.

A la hora de realizar el estudio simplificado se tienen en cuenta las reacciones generadas por la fuerza de empuje del motor y la fuerza generada por el peso del georadar.

Si se analiza los ejes que sujetan el georadar se obtienen una serie de fuerzas. En la figura 111 se visualiza el esquema de fuerzas correspondiente:



Figura 111. Esquema de fuerzas del eje.

Se conoce que la carga del georadar es de 3,6 kg, esta carga se divide en dos ejes como el de la figura 110. Por lo tanto, la carga total que soporta cada eje es de 1,8 kg. Esta carga se divide entre dos para obtener la P_{GEORADAR} . Por lo tanto, P_{GEORADAR} obtiene un valor de 0,9 kg, o lo que es equivalente a 8,829N.

Conociendo que las fuerzas P_{GEORADAR} y las fuerzas F_{EJE} tienen el mismo valor entre ellas, realizando sumatorio de fuerzas en el eje vertical se obtiene el valor de $F_{\text{EJE}} = 8.829\text{N}$.

A continuación, es necesario realizar el estudio del brazo del dron con detalle. Conociendo que el brazo del dron se sujeta a la estructura por dos puntos, y conociendo las distancias entre el extremo del brazo del dron donde actúa el motor y los puntos de anclaje del brazo es posible determinar las fuerzas que se generan en estos puntos. Con ayuda del siguiente esquema que refleja la figura 112:

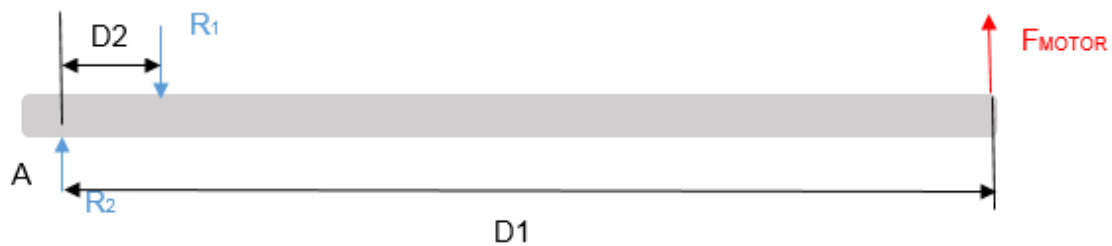


Figura 112. Esquema de fuerzas en el brazo del dron.

Realizando la ecuación de momentos en el punto A:

$$\sum M_A = 0 \rightarrow F_{\text{MOTOR}} \cdot D_1 - R_1 \cdot D_2 = 0$$

Conociendo que:

- $F_{\text{MOTOR}} = 24,525 \text{ N}$.
- $D_1 = 290,62 \text{ mm}$.
- $D_2 = 46,69 \text{ mm}$.

Resolviendo la ecuación anterior:

$$R_1 = \frac{F_{\text{MOTOR}} \cdot D_1}{D_2} \rightarrow R_1 = \frac{24,525 \cdot 290,62}{46,69} \rightarrow R_1 = 152,66 \text{ N}$$

Realizando sumatorio de fuerzas verticales se obtiene el valor de R_1 :

$$\begin{aligned} \sum F_y = 0 \rightarrow F_{\text{MOTOR}} + R_2 - R_1 &= 0 \rightarrow R_2 = R_1 - F_{\text{MOTOR}} \rightarrow R_2 = 152,66 - 24,525 \rightarrow \\ &\rightarrow R_2 = 128,135 \text{ N} \end{aligned}$$

Una vez se han obtenido el valor de estas fuerzas es posible empezar a realizar el cálculo sobre la estructura teniendo en cuenta una serie de restricciones.

Teniendo en cuenta que se realiza el estudio sobre el cuarto de figura establecido anteriormente se puede realizar el siguiente estudio en el tramo donde el área perpendicular al eje longitudinal se mantiene constante. Se restringe el movimiento en aquellos puntos donde están unidas la placa superior y la inferior, de manera que a la hora de realizar el estudio analítico estos puntos son establecidos como bancada. En la figura 113 se observa dichas suposiciones:

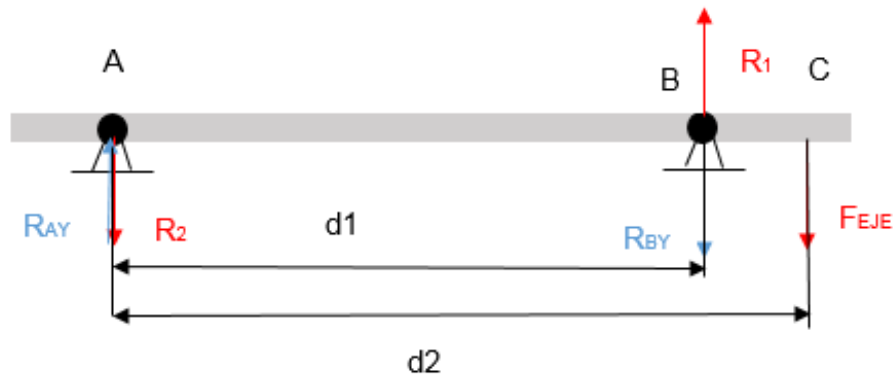


Figura 113. Esquema simplificado del cuarto de estructura en el plano XY

Realizando sumatorio de momentos respecto el punto A es posible determinar el valor de la reacción R_{BY} :

$$\sum M_A = 0 \rightarrow R_1 \cdot d_1 - R_{BY} \cdot d_1 - F_{EJE} \cdot d_2 = 0 \rightarrow$$

$$R_{BY} = \frac{R_1 \cdot d_1 - F_{EJE} \cdot d_2}{d_1}$$

Conociendo los valores:

- d_2 : 55,61 mm.
- d_1 : 46,69 mm.

Resolviendo:

$$R_{BY} = \frac{152,66 \cdot 46,69 - 8,829 \cdot 55,61}{46,69} \rightarrow R_{BY} = 142,14 \text{ N}$$

Como ha resultado ser un valor positivo significa que la orientación supuesta era correcta inicialmente.

Realizando sumatorio de fuerzas en el eje vertical se obtiene el valor de R_{AY} :

$$\sum F_y = 0 \rightarrow R_1 + R_{AY} - F_{EJE} - R_{BY} - R_2 = 0 \rightarrow$$

$$\rightarrow R_{AY} = F_{EJE} + R_{BY} + R_2 - R_1 \rightarrow R_{AY} = 8,829 + 142,14 + 128,135 - 152,66 = 126,444 \text{ N}$$

Cabe detallar que estas reacciones calculadas en este apartado no son necesarias introducirlas en el CAD como acciones externas ya que son reacciones internas de la propia estructura debidas a las restricciones supuestas.

Para encontrar el momento flector máximo que se produce en la estructura es necesario realizar la Ley de Momentos Flectores, en la figura 114 se detalla el tramo de estudio:

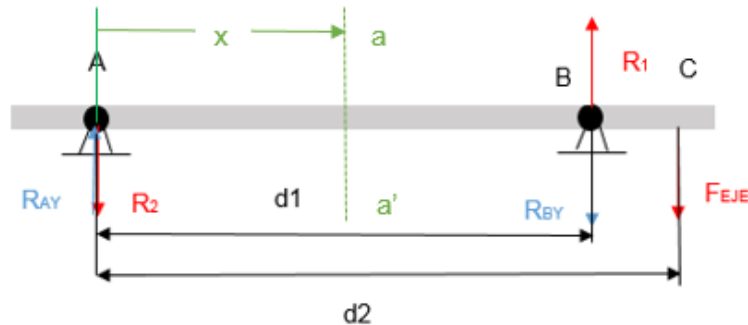


Figura 114. Esquema de la estructura para el estudio de momentos flectores

Antes de continuar, para simplificar los cálculos posteriores se pueden calcular las resultantes en los puntos de bancada A y B:

$$R_A = R_2 - R_{AY} \rightarrow R_A = 128,135 - 126,444 \rightarrow R_A = 1,691 \text{ N}$$

$$R_B = R_1 - R_{BY} \rightarrow R_B = 152,66 - 142,14 \rightarrow R_B = 10,52 \text{ N}$$

- Ley de Momentos Flectores:
 - Tramo AB:

$$M_{a-a'} = R_A \cdot x \quad (0 \leq x \leq d_1)$$

Se observa que se trata de una ecuación lineal. Solo es necesario estudiar por tanto los puntos inicial y final:

$$M_A = R_A \cdot 0 \rightarrow M_A = 0$$

$$M_A = R_A \cdot d_1 \rightarrow M_A = 1,691 \cdot 46,69 \rightarrow M_A = 78,95 \text{ Nmm}$$

Este es el punto de momento máximo ya que a partir de aquí la resultante en el punto B tiene sentido contrario a la fuerza actual y por lo tanto se aproximará hacia 0 hasta llegar al punto C.

La tensión debida al momento flector en el eje longitudinal se obtiene mediante la ecuación 8.65:

$$\sigma_{x,y} = \frac{M(x)}{I_z} \cdot y$$

Es necesario conocer el momento de inercia respecto el eje z de la zona a estudiar de la estructura. Como se está estudiando ese cuadrante se centrará la sección variable en la columna sombreada en la figura 115, ya que es el lugar dónde mayor tensión se produce debido al momento flector. Los valores lejanos a esta región son próximos a 0.

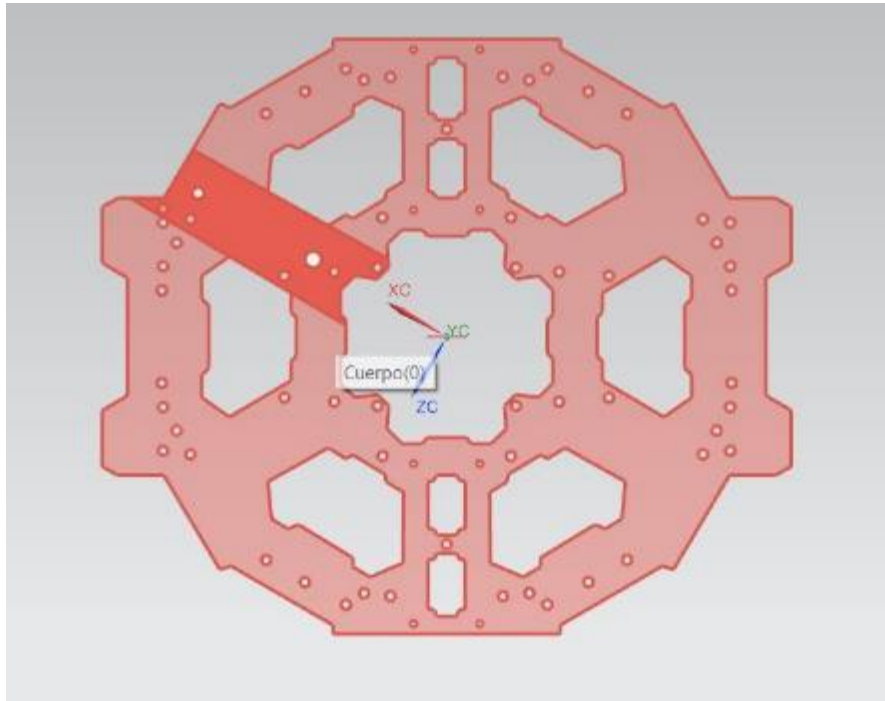


Figura 115. Sección más afectada por el momento flector.

Midiendo la geometría de dicha sección, es posible determinar el momento de inercia respecto el eje z , para ello es necesario saber las dimensiones que definen el área transversal, como se detalla en la figura 116:

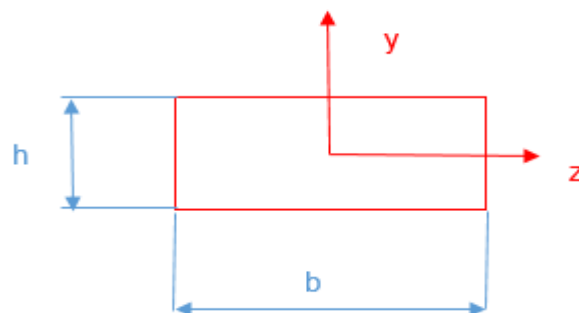


Figura 116. Área transversal al eje longitudinal X .

Conociendo las variables h y b :

- Altura h : 2 mm.
- Base b : 23 mm.

El momento de inercia respecto el eje z detallado en el anexo E es:

$$I_z = \frac{b \cdot h^3}{12} \rightarrow I_z = \frac{20 \cdot 2^3}{12} \rightarrow I_z = 13,33 \text{ mm}^4$$

Resolviendo ahora la ecuación sobre la tensión en el eje x conociendo que $y_{\max} = h/2 = 1 \text{ mm}$:

$$\sigma_{x,y} = \frac{78,95}{13,33} \cdot 1 \rightarrow \sigma_{x,y} = 5,92 \text{ MPa}$$

Este valor hace referencia a la tensión media más alejada de la fibra neutra, ya que realmente al ser una sección variable y sobre todo a la concentración de tensiones debida a los orificios existentes cercanos a los puntos de aplicación de la carga los valores límites serán mucho mayores que este valor. Ahora bien, este valor sirve para equipararlo a los valores de dicha sección que se obtengan mediante la herramienta de CAD para contrastar que los datos ofrecidos por dicha herramienta son válidos.

8.6.3. Estudio mediante herramienta de CAD

Con la finalidad de corroborar los resultados obtenidos de forma analítica en los apartados anteriores se ha realizado un estudio de simulación de tensiones mediante la herramienta de CAD NX. Con este software se pueden obtener las tensiones que se producen en un elemento determinado sujeto a una serie de sollicitaciones externas.

El estudio mediante esta herramienta se centra en la sollicitación que producen los motores en los brazos y en las tensiones que se producen en el cuerpo del dron, el cual sujeta el mayor peso del prototipo.

8.6.3.1. Estudio a flexión de los brazos

Para poder realizar el estudio de forma correcta es necesario introducir al software una serie de datos y restricciones para que la simulación que se realiza sea válida.

8.6.3.1.1. Procedimiento para la correcta simulación del estado tensional del tubo del brazo del hexacóptero

Para poder realizar la simulación a flexión del brazo del dron es necesario modelar el brazo cuya longitud sea igual a la distancia entre el anclaje del brazo y el eje del motor. Por ese motivo, se modeló un brazo de una longitud de 255 mm, tal y como se muestra en la figura 117 y 118:

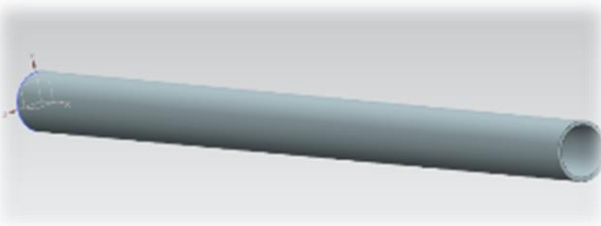


Figura 117. Modelado del tubo para la simulación FEM.

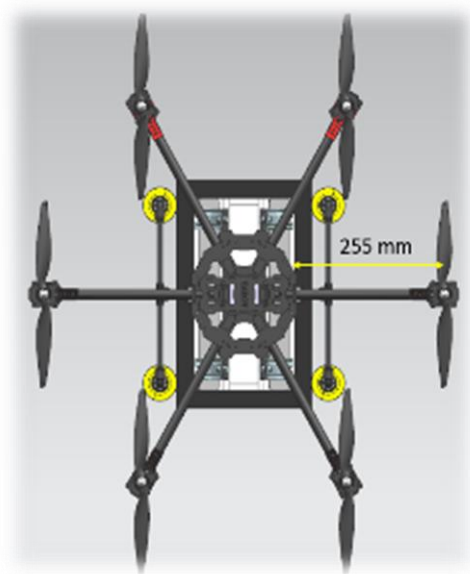


Figura 118. Distancia del tubo a modelar para la simulación FEM.

Después de obtener el modelado del brazo, se le debe asignar un material. Los brazos utilizados en el hexacóptero están formados a partir de fibra de carbono. Cabe destacar que el software NX Siemens 10 no dispone dicho material en su librería.

Por ese motivo, se optó por buscar este material en otra librería de un software CAD. Finalmente, el software utilizado para la obtención del material es ANSYS. En la figura 119 se puede observar las propiedades de la fibra de carbono:

Properties of Outline Row 3: Epoxy_Carbon_Woven_230GPa_Wet			
	A	B	
1	Property	Value	Unit
9	Orthotropic Elasticity		
10	Young's Modulus X direction	59160	MPa
11	Young's Modulus Y direction	59160	MPa
12	Young's Modulus Z direction	7500	MPa
13	Poisson's Ratio XY	0,04	
14	Poisson's Ratio YZ	0,3	
15	Poisson's Ratio XZ	0,3	
16	Shear Modulus XY	17500	MPa
17	Shear Modulus YZ	2700	MPa
18	Shear Modulus XZ	2700	MPa
19	Orthotropic Stress Limits		
20	Tensile X direction	513	MPa
21	Tensile Y direction	513	MPa
22	Tensile Z direction	50	MPa
23	Compressive X direction	-437	MPa
24	Compressive Y direction	-437	MPa
25	Compressive Z direction	-150	MPa
26	Shear XY	120	MPa
27	Shear YZ	55	MPa
28	Shear XZ	55	MPa

Figura 119 Propiedades de la fibra de carbono obtenidas mediante ANSYS.

Por lo tanto, a partir de estas propiedades se puede generar el material en el NX Siemens. Para crear un material se debe acceder a la siguiente ruta:

Herramientas – Más – Gestionar Materiales – Crear Material.

Dentro de la ventana de visualización de la creación de un material se deben introducir los datos visualizados en la figura 119. El resultado de la creación del material en NX se visualiza en la figura 120:

Propiedades

Densidad de la masa (R40) 1.75 kg/m³

Mecánico

Módulo de Young (E)

Módulo de Young (E1) 59160 N/mm²(MPa) = Módulo de Young (E2) 59160 N/mm²(MPa) = Módulo de Young (E3) 7500 N/mm²(MPa) =

Coefficiente de Poisson mayor

Coefficiente de Poisson (NU1) 0.04 = Coefficiente de Poisson (NU2) 0.3 = Coefficiente de Poisson (NU3) 0.3 =

Módulo de corte (G)

Módulo de corte (G12) 17500 N/mm²(MPa) = Módulo de corte (G13) 2700 N/mm²(MPa) = Módulo de corte (G23) 2700 N/mm²(MPa) =

Coefficiente de Tsai-Wu

Coefficiente de interacción Tsai-Wu (F12)

Límites del esfuerzo

Tensión (ST1) 513 N/mm²(MPa) = Tensión (ST2) 513 N/mm²(MPa) = Tensión (ST3) 50 N/mm²(MPa) =

Compresión (SC1) -437 N/mm²(MPa) = Compresión (SC2) -437 N/mm²(MPa) = Compresión (SC3) -150 N/mm²(MPa) =

Corte (SS12) 120 N/mm²(MPa) = Corte (SS13) 55 N/mm²(MPa) = Corte (SS23) 55 N/mm²(MPa) =

Figura 120. Propiedades del material Fibra de Carbono.

Una vez se han realizado estos pasos, ya se puede comenzar la simulación FEM. Para acceder al módulo FEM del NX 10 se debe realizar la siguiente ruta: *Archivo – Iniciar – Simulación avanzada*, tal y como se muestra en la figura 121:

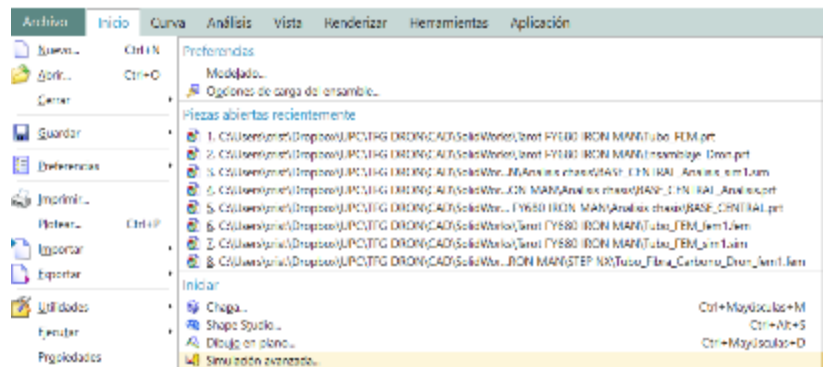


Figura 121. Pasos a seguir para iniciar la simulación FEM.

El siguiente paso a realizar es crear un archivo FEM y un archivo de simulación. El archivo FEM se utilizará para definir el tipo de mallado que se le asignará al tubo. En cambio, el archivo de simulación se utilizará para definir las fuerzas y las restricciones que actúan sobre el sólido. Los pasos a seguir son los visualizados en la figura 122:

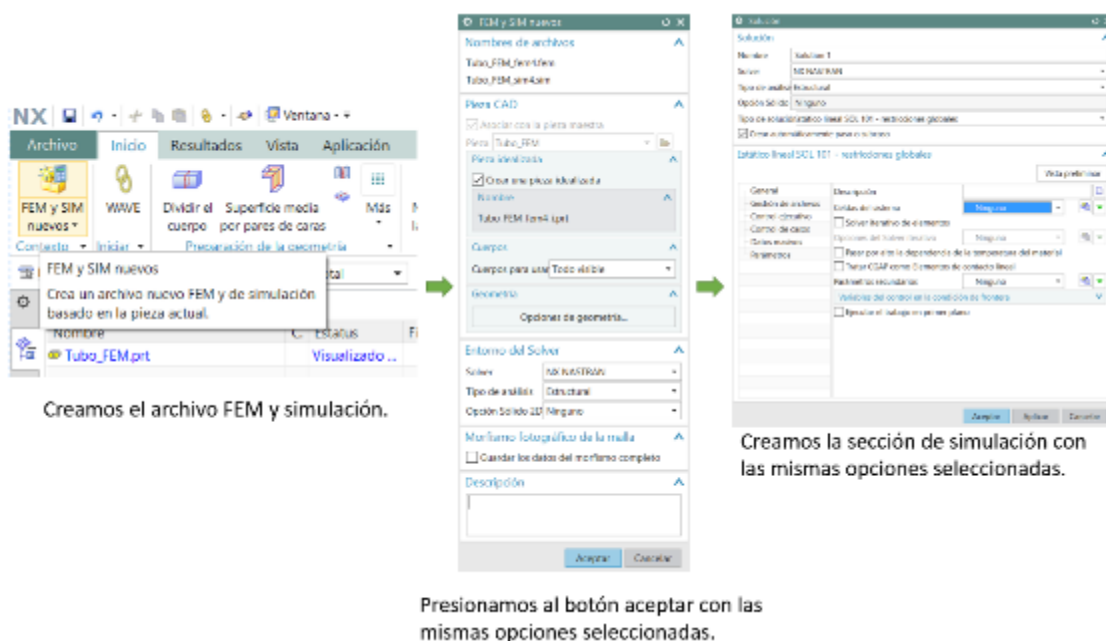


Figura 122. Pasos a seguir para crear correctamente los archivos de simulación y FEM.

Primeramente, se debe definir el tipo de mallado que se utilizará. En este caso, el mallado a utilizar es del tipo *tetraédrico 3D*, con un tamaño del elemento del mallado de 1 mm. Reduciendo dicho tamaño, la malla es más fina y más precisa a la hora de calcular los resultados. En cambio, el tiempo de procesado de los datos es mucho mayor. El resultado del mallado puede visualizarse en la figura 123:

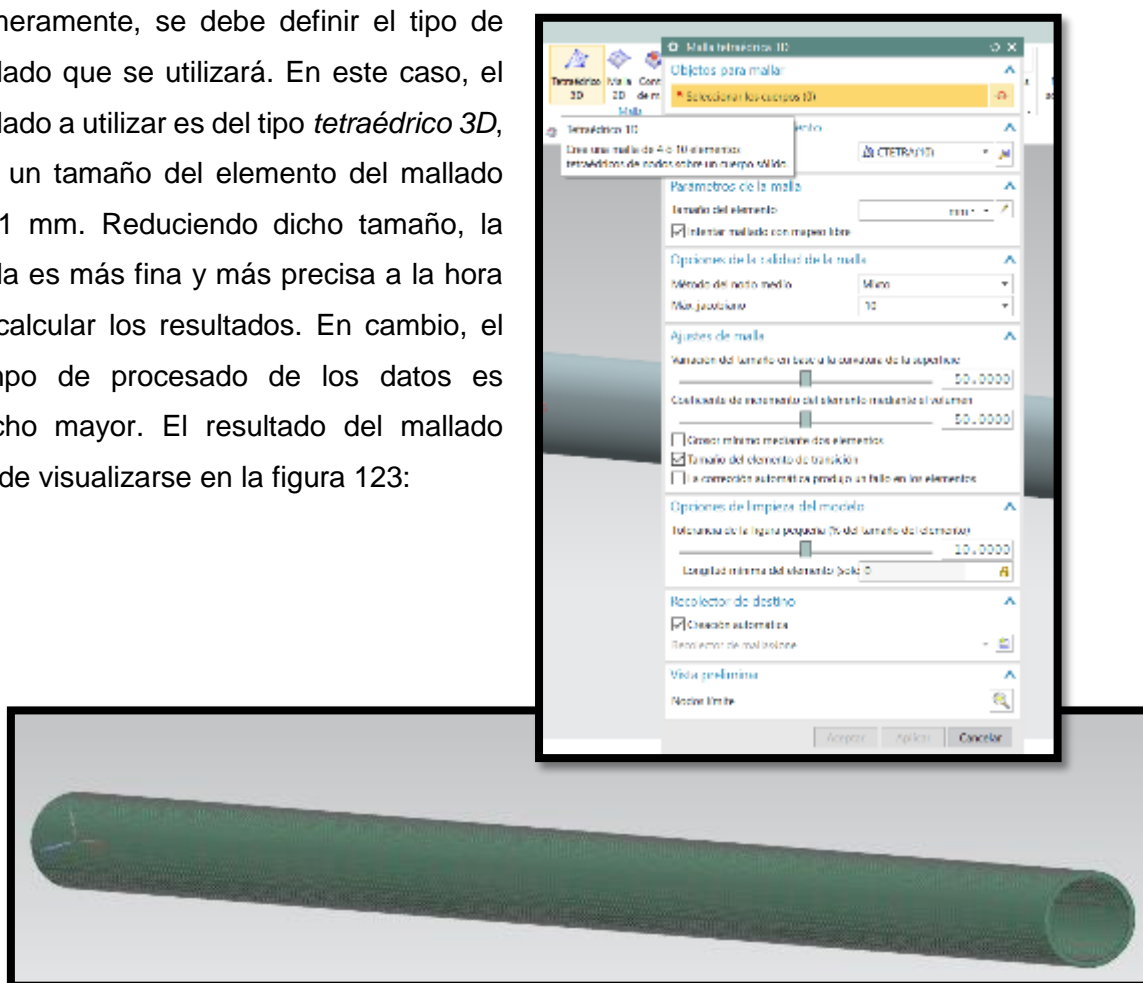


Figura 123. Mallado 1 mm en el tubo del drone.

Una vez se ha realizado el mallado, el siguiente paso a realizar es la definición de las fuerzas actuantes en el sólido y las correspondientes restricciones de movimiento. La fuerza actuante en esta simulación es una fuerza en dirección Y positiva de un valor de 24.525 N y situada a 255 mm del anclaje del brazo. Por otro lado, las restricciones a utilizar son del tipo *Restricción Fija*, es decir, que no sufre ningún tipo de desplazamiento ni rotación. El resultado de estos pasos es el visualizado en la figura 124:

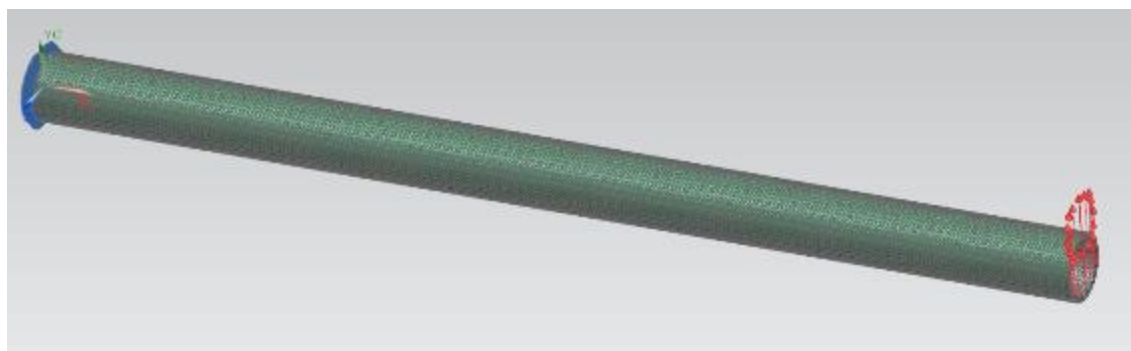


Figura 124. Restricciones y fuerzas actuantes en el tubo del dron.

Finalmente, para obtener los resultados de esta simulación se debe presionar el botón *Resolver* y esperar hasta que se muestren los resultados.

8.6.3.1.2. Resultados obtenidos mediante simulación FEM

La simulación FEM proporciona resultados para confirmar que el estudio previo analítico es correcto. A continuación, se detallan los diferentes resultados obtenidos con dicha simulación.

8.6.3.1.2.1. Tensiones obtenidas en el eje longitudinal del brazo, eje X

Paralelo al eje longitudinal del brazo se producen las tensiones debidas a la flexión que produce la fuerza de empuje que realiza el motor.

De la ecuación 8.41 se extrajo el valor de la tensión en el eje longitudinal del brazo. El valor de la tensión en dicha dirección tenía un valor de:

$$\sigma_{x,y} = \frac{24,525 \cdot L}{\frac{\pi}{4} \cdot (R^4 - r^4)} \cdot R \rightarrow \sigma_{x,y} = \frac{24,525 \cdot 255}{\frac{\pi}{4} \cdot (8^4 - 7^4)} \cdot 8 \rightarrow \sigma_{x,y} = 37,58 \text{ MPa}$$

Si se comparan estos valores con los obtenidos mediante la simulación FEM:

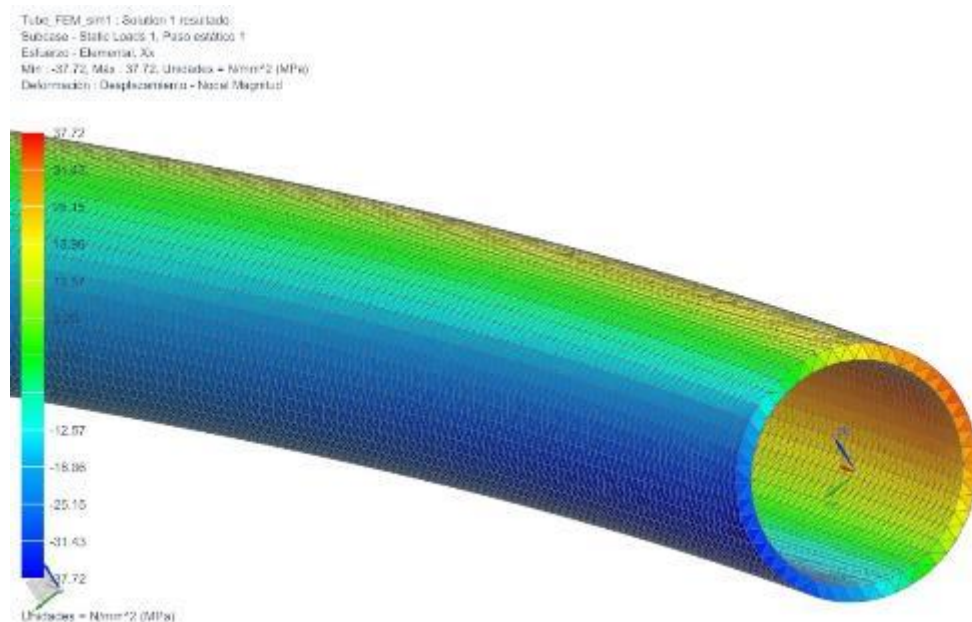


Figura 125. Tensión en el eje X.

La tensión que se obtiene mediante la simulación tiene un valor de 37,72 MPa. Este valor es de compresión para las fibras superiores al eje neutro y de tracción para las fibras inferiores al eje neutro.

Comparando el resultado obtenido mediante la simulación FEM y el proceso analítico se contrasta que dichos resultados son válidos ya que son valores similares. El error que se obtiene utilizando ambos métodos se calcula mediante la ecuación 8.80:

$$error\ relativo = \left| \frac{Valor\ teórico - Valor\ simulación\ FEM}{Valor\ teórico} \right| \cdot 100 \quad [8.80]$$

Aplicando los resultados obtenidos se obtiene el siguiente error relativo:

$$error\ relativo = \left| \frac{37,58 - 37,72}{37,58} \right| \cdot 100 \rightarrow error\ relativo = 0,3725\%$$

Se trata de un error muy pequeño, con lo que se concluye que los resultados obtenidos analíticamente son fiables y se asemejan a los valores obtenidos mediante la simulación FEM. Se podría reducir dicho error realizando un mallado más pequeño que aproximase con mayor exactitud los valores obtenidos, por el contrario, la simulación sería más lenta y más costosa. Para corroborar los datos obtenidos anteriormente no es necesario realizar dicha simulación.

8.6.3.1.2.2. Tensiones cortantes obtenidas en el plano perpendicular al brazo, plano Y dirección Z

Analíticamente se obtuvo una tensión cortante en el plano yz mediante la ecuación 8.52 con un valor de:

$$\tau = \frac{4}{3} \cdot \frac{24,525}{\pi \cdot (8^2 - 7^2)} \cdot \frac{(8^2 + 8 \cdot 7 + 7^2)}{(8^2 + 7^2)} \rightarrow \tau = 1,0378 MPa$$

Por otro lado, el resultado obtenido mediante la simulación FEM se detalla en la figura 126:

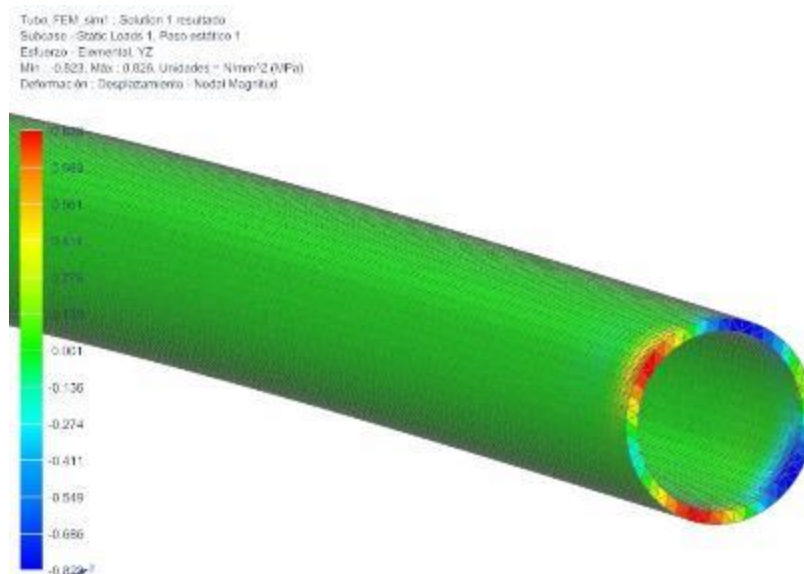


Figura 126. Tensiones cortantes en el plano YZ.

Comparando el resultado obtenido mediante la simulación FEM y el proceso analítico, se obtienen resultados con un error relativo bastante grande. Esto es debido a que se trata de valores próximos al 0, y una pequeña variación de dos décimas supone un error relativo importante. Como se ha comentado con anterioridad, realizando un mallado más pequeño se obtendrían valores más cercanos a los analíticos, pero a su vez, se necesitaría un tiempo mucho mayor para que se pudieran realizar las operaciones necesarias. Observando la figura 121, se ve claramente que las zonas donde las tensiones cortantes son máximas se encuentran a 45° de las tensiones principales debidas a flexión.

El error relativo obtenido en este caso es el siguiente:

$$error\ relativo = \left| \frac{1,0378 - 0,826}{1,0378} \right| \cdot 100 \rightarrow error\ relativo = 20,347\%$$

Ya que el error en este caso es bastante importante se realiza un mallado con un tamaño de malla la mitad que el anterior con la finalidad de obtener un resultado mucho más fiable. Los datos obtenidos con este mallado se observan en la figura 127:

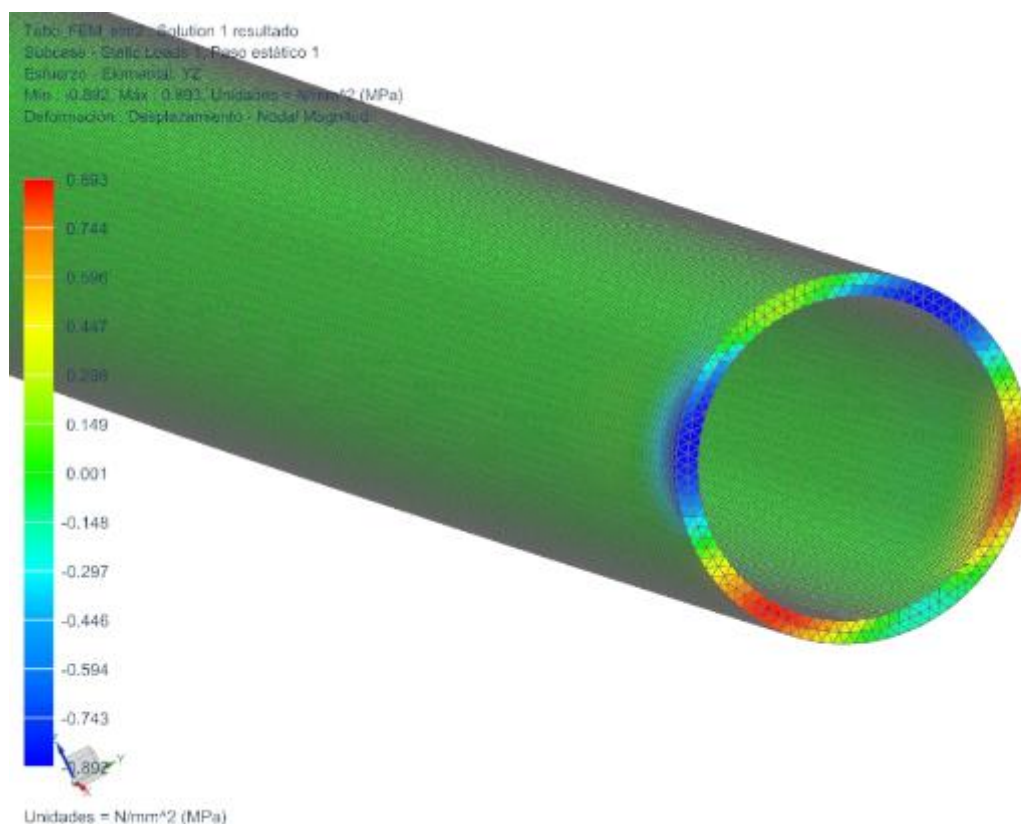


Figura 127. Tensiones cortantes en el plano YZ con mallado fino.

Los resultados con este mallado se aproximan mucho más a la realidad. Debido a que si se determina un mallado más fino la simulación sería excesivamente larga se concluye que los resultados son correctos. La tensión cortante en este caso es de 0,893 MPa.

El nuevo error relativo es de:

$$error\ relativo = \left| \frac{1,0378 - 0,893}{1,0378} \right| \cdot 100 \rightarrow error\ relativo = 13,95\%$$

Se observa un gran descenso en la diferencia del error relativo, lo que supone que si se realizara un mallado más fino se ajustaría aún más el valor al valor calculado teóricamente.

8.6.3.1.2.3. Tensiones Von Mises

El valor de la tensión de Von Mises mediante el software CAD (NX Siemens 10) se visualiza en la figura 128:

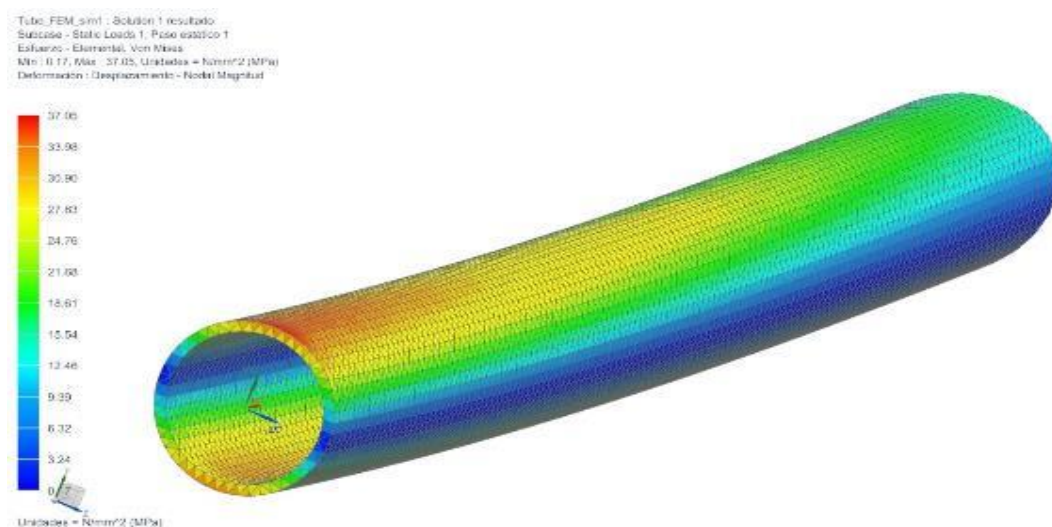


Figura 128 Tensión de Von Mises del brazo del hexacóptero.

Comparando el resultado obtenido mediante la simulación FEM y el proceso analítico, se obtienen resultados con un error relativamente pequeño. El error relativo de esta tensión es:

$$error\ relativo = \left| \frac{37,58 - 37,05}{37,58} \right| \cdot 100 \rightarrow error\ relativo = 1,41\%$$

8.6.3.1.2.4. Deflexión vertical del brazo, eje Y

Mediante la ecuación 8.55 se obtuvo una deflexión vertical con el siguiente valor:

$$\delta_y = \frac{24,525 \cdot 255^3}{3 \cdot 59000 \cdot 1331,25} \rightarrow \delta_y = 1,7258 \text{ mm}$$

Si se compara este valor con el obtenido mediante la simulación FEM:

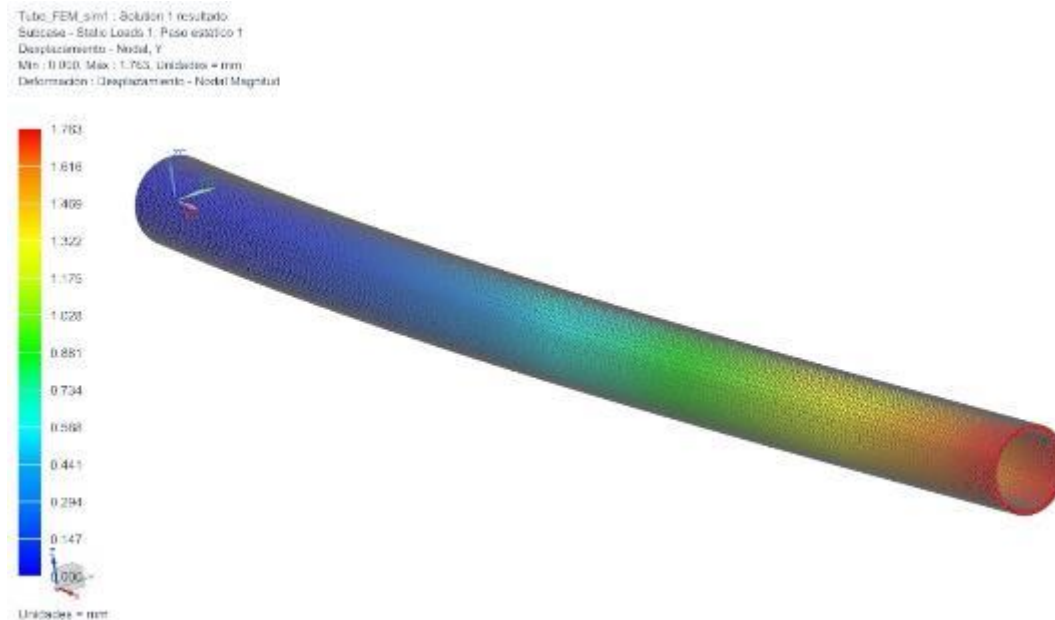


Figura 129. Deflexión vertical, eje Y.

El valor de la deflexión vertical del brazo en el extremo es de 1.763 mm. Se observa como el resultado es de un valor semejante al obtenido analíticamente mediante el teorema de Castigliano.

El error relativo obtenido en este caso es el siguiente:

$$error\ relativo = \left| \frac{1,7258 - 1,763}{1,7258} \right| \cdot 100 \rightarrow error\ relativo = 2,156\%$$

Se obtiene un error aceptable, de manera que se puede dar por bueno el estudio realizado previamente. Nuevamente, es necesario comentar que dicho error se puede reducir modificando las características del mallado.

8.6.3.2. Estudio de tensiones del chasis del hexacóptero

Este estudio es de vital importancia para la validación de la estructura para el montaje en el dron, ya que analíticamente es muy complicado poder analizar la estructura y obtener resultados válidos. Es por eso que es necesario utilizar un software que emplee el sistema de elementos finitos para la obtención de resultados coherentes.

8.6.3.2.1. Procedimiento para la correcta simulación del estado tensional del chasis del hexacóptero

Para la correcta simulación del estado tensional se debe seguir los pasos que se comentaron en el apartado 8.6.3.1.1. En este caso, se ha modelado el chasis del hexacóptero basándose en el diseño original y se le ha insertado el material. El material utilizado es el mismo que en el anterior caso, fibra de carbono. En la figura 130 se puede visualizar el modelado del chasis del hexacóptero:

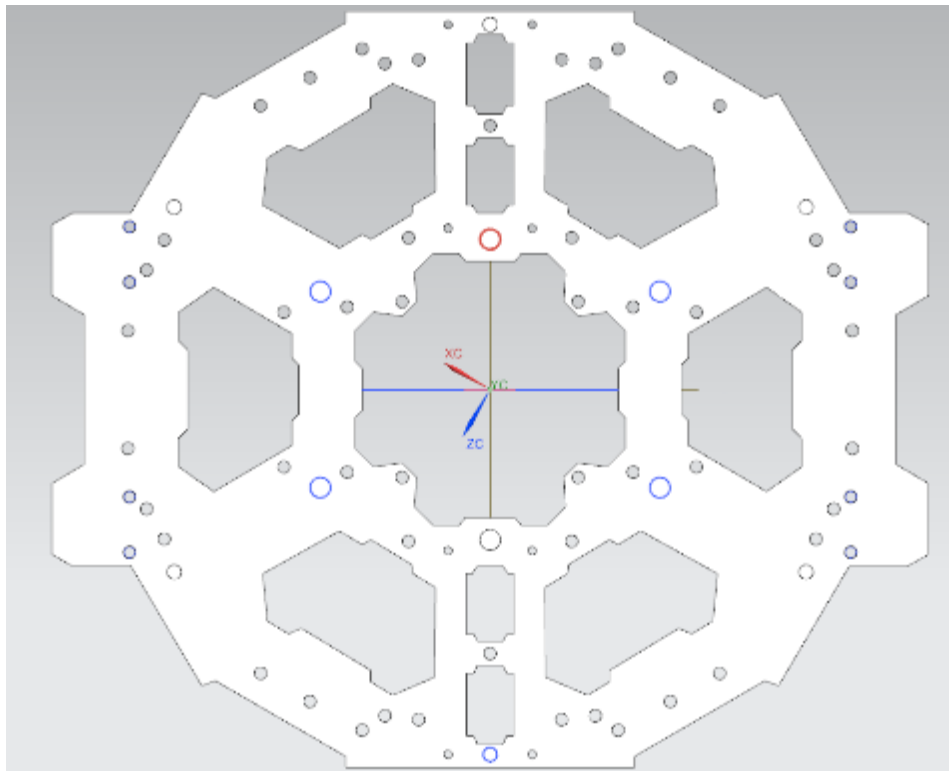


Figura 130. Modelado del chasis del hexacóptero.

Observando la figura 133, se han colocado los ejes en la dirección de los tubos diagonales, ya que esa zona será la zona donde se realizará el estudio tensional del chasis.

Una vez se ha realizado el modelado y la inserción del material en el chasis, el siguiente paso a realizar es realizar la *Simulación avanzada*. El primer paso a realizar es definir el tipo de malla y el tamaño del elemento del mallado. El tipo de mallado es el mismo

que el utilizado anteriormente en el caso del tubo del hexacóptero. El tipo de mallado utilizado es del tipo *tetraédrico 3D*, con un tamaño del elemento del mallado de 1 mm. Reduciendo dicho tamaño, la malla es más fina y más precisa a la hora de calcular los resultados. En cambio, el tiempo de procesamiento de los datos es mucho mayor.

Posteriormente, se debe pasar al módulo de *Simulación*, donde se insertará restricciones y las fuerzas actuantes en el chasis. En el caso de este proyecto, la simulación se puede separar en: Chasis inferior y superior.

8.9.3.2.1.1. Fuerzas y restricciones del chasis inferior

Tal y como se comentó en el apartado teórico 8.6.2.6, las fuerzas actuantes en el chasis son las visualizadas en la figura 131:

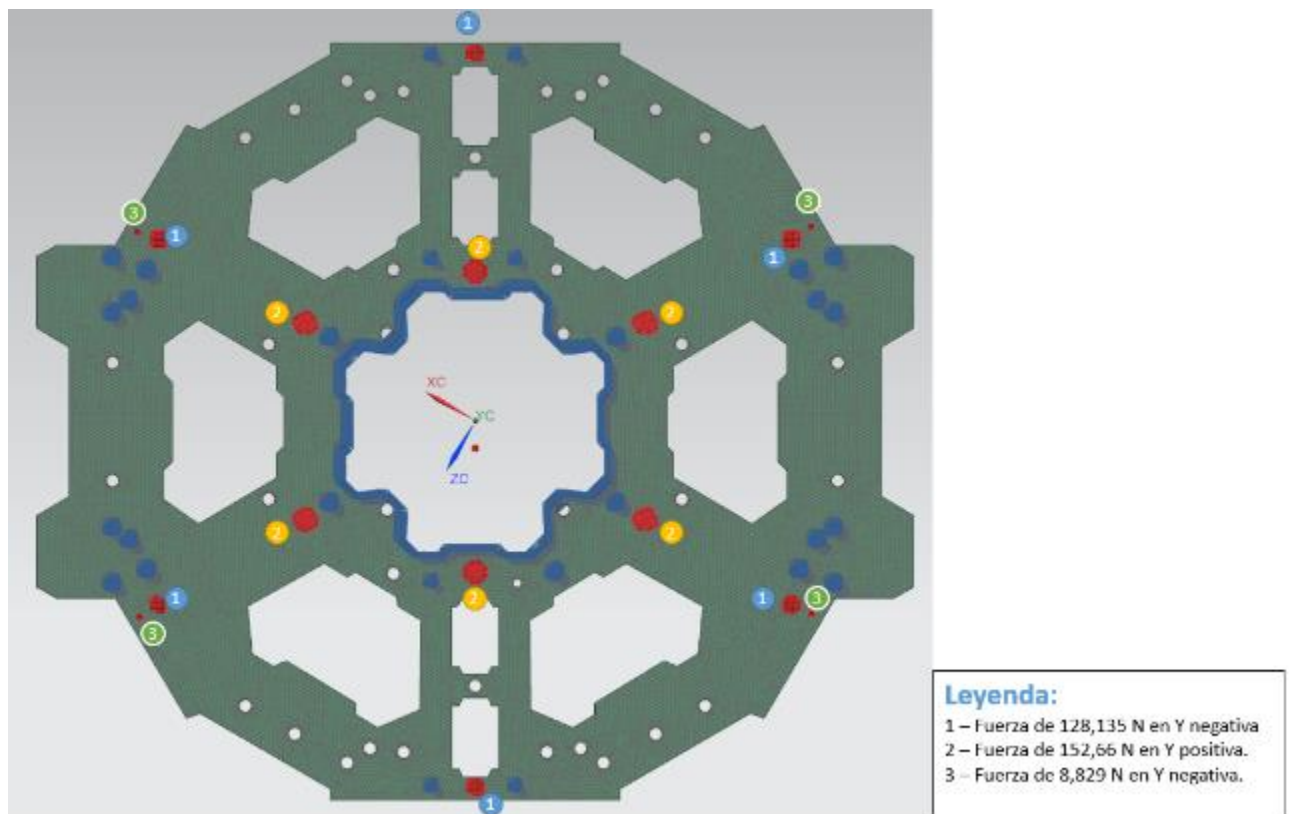


Figura 131. Fuerzas actuantes en el chasis inferior.

Como se observa en la figura 134, la fuerza actuante 1 tiene un valor de 128,135 N en dirección Y negativa. Esta fuerza actúa a 60 grados respecto al eje central, es decir, están colocadas en el primer punto de aplicación de los brazos debido a la fuerza que generan los motores. La fuerza actuante 2 tiene un valor de 152,66 N en dirección Y positiva. En este caso, esta fuerza está colocada en el segundo punto de aplicación de

los brazos. Finalmente, la fuerza actuante 3 es de un valor relativamente pequeño. Esta fuerza es procedente del peso del georadar, que tiene un valor de 8,829 N.

Por acabar, se debe realizar las restricciones del chasis. En este caso, las restricciones son del tipo *Restricción Fija*. Mediante esta restricción, se deben fijar todos los orificios donde se fijan los brazos y las abrazaderas de los brazos. Por otra parte, también se debe fijar toda la parte central del chasis, junto a los orificios de los ejes de 10 mm que están situados en la parte inferior del chasis.

8.9.3.2.1.2. Fuerzas y restricciones del chasis superior

Para realizar las fuerzas y restricciones del chasis superior se debe realizar el mismo procedimiento que se ha explicado con anterioridad. En este caso, la diferencia que hay respecto al anterior caso es que la fuerza procedente del georadar solamente actúa en el chasis inferior. Debido a que esta fuerza tiene un valor relativamente pequeño, se puede concluir que el procedimiento es el mismo que el anteriormente excluyendo esta fuerza.

8.9.3.2.2. Placa inferior de la estructura

8.9.3.2.2.1. Tensión en el eje longitudinal x

En el apartado de análisis teórico se obtuvo un valor de tensión media en la sección anteriormente comentada y que se visualiza en la figura 115. El valor de dicha tensión es de 5,92 MPa.

Si se observa un punto de dicha sección en el análisis CAD se obtiene lo representado en la figura 132:

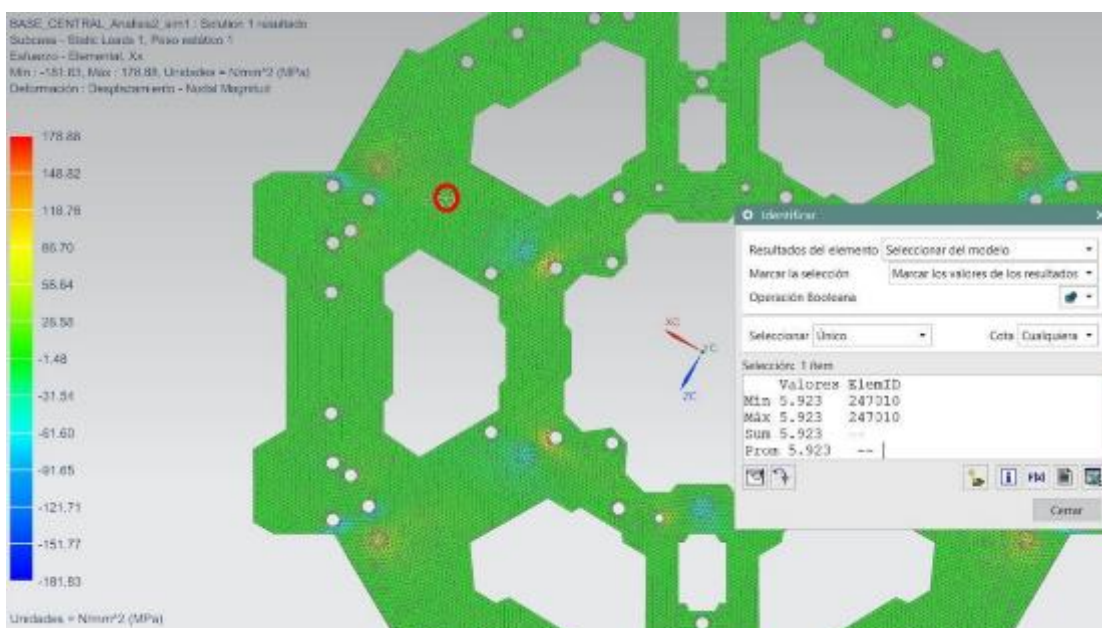


Figura 132. Tensión media en el eje X debido al momento flector.

Para visualizar mejor los resultados obtenidos y la situación del elemento nodal en la pieza se detalla la figura 133:

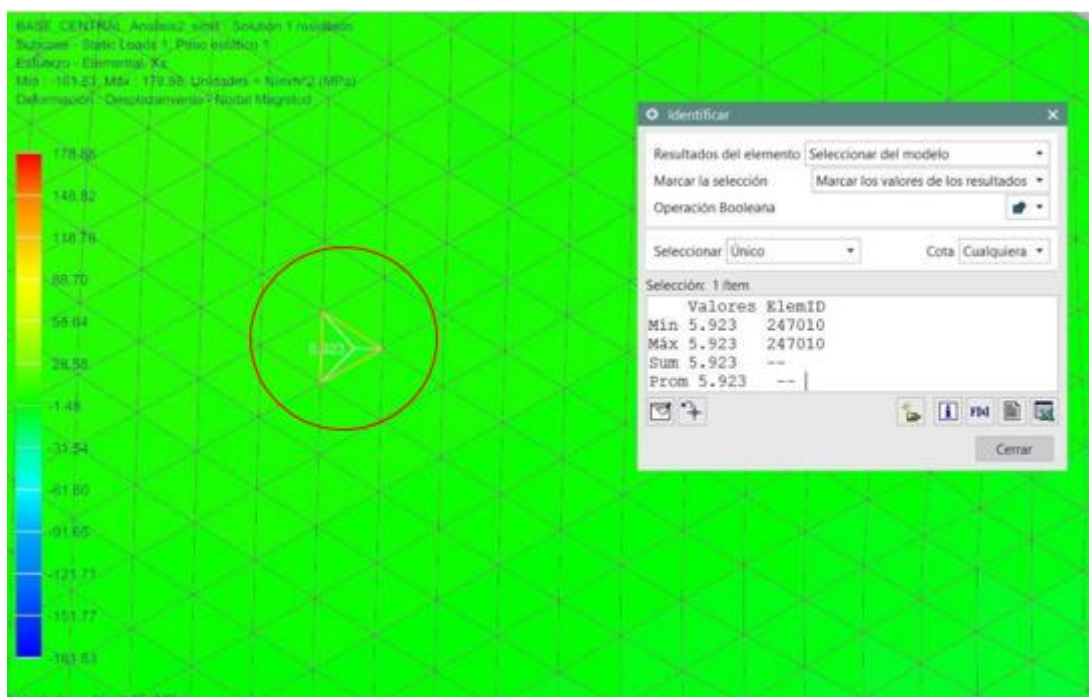


Figura 133. Tensión media en el eje x debido al momento flector detallada.

Se observa que el valor obtenido en el elemento nodal es de 5,923 N. Toda la sección anteriormente mostrada en la figura 133 de color verde sufre tensiones comprendidas en un rango de ± 7 MPa a partir de la tensión media obtenida por el método analítico. Esta variación se debe a múltiples factores:

- Sección no uniforme de la estructura.
- Puntos de aplicación de la carga en zonas comprendidas por pocos nodos.
- Concentración de tensiones debida a los orificios presentes en la estructura y a la propia variabilidad de la sección.

Aún y así se concluye que los resultados obtenidos mediante la herramienta CAD se acercan al valor teórico obtenido de forma analítica. A medida que se aleja de la zona central de la sección y se acerca a elementos como orificios o secciones variables los resultados varían de forma considerable.

Como se visualiza en la figura 132 anteriormente citada el valor de la tensión máxima en el eje longitudinal x es de:

$$\sigma_{x,max} = 181,83 \text{ MPa}$$

Si esta tensión se compara con la tensión máxima que puede soportar la fibra de carbono en este eje, dato proporcionado en la figura 119 referente a la base de datos de Ansys, se observa que:

- $\sigma_{x,max} = 181,83 \text{ MPa}$
- $\sigma_{lim} = 513 \text{ MPa}$

Mediante estos valores, se puede determinar el factor de seguridad:

$$FS = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_{x,max}} = \frac{513}{181,83} = 2,82$$

De lo que se concluye que es una tensión que la estructura es capaz de soportar sin deformarse.

8.9.3.2.2. Tensiones cortantes obtenidas mediante CAD, placa inferior

Las tensiones cortantes que se obtienen en los diferentes planos se detallan en las figuras 134, 135 y 136:

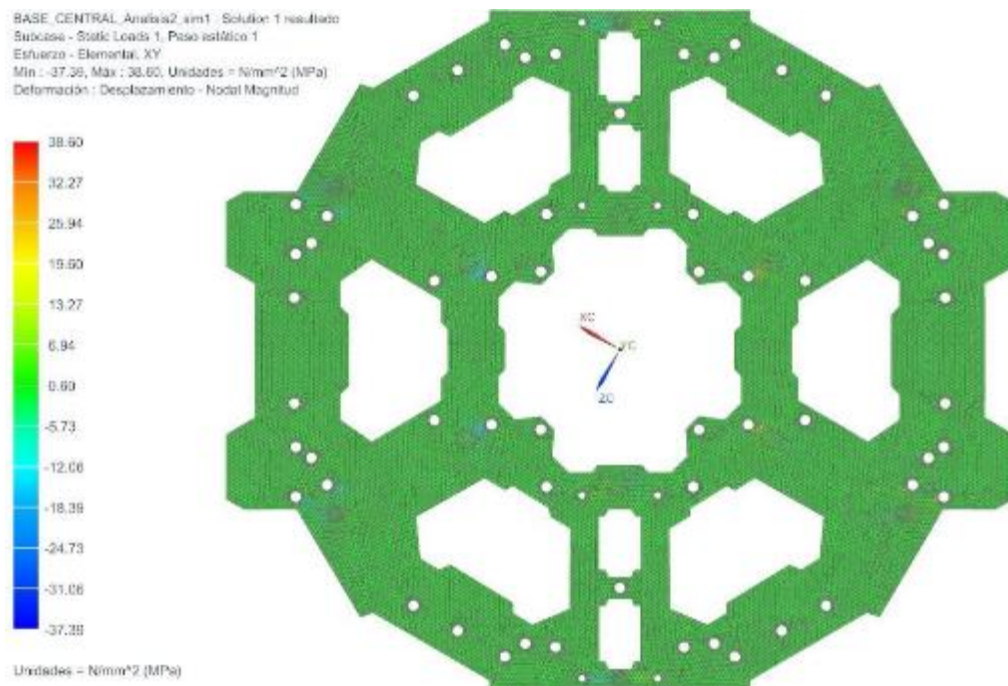


Figura 134. Tensiones cortantes plano X, dirección Y, placa inferior.

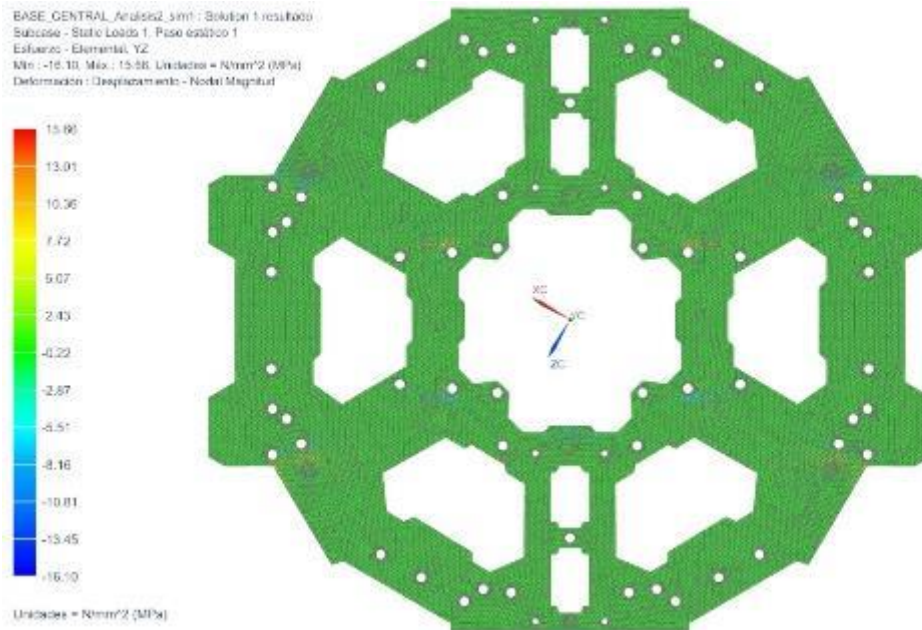


Figura 135. Tensiones cortantes plano Y, dirección Z, placa inferior.

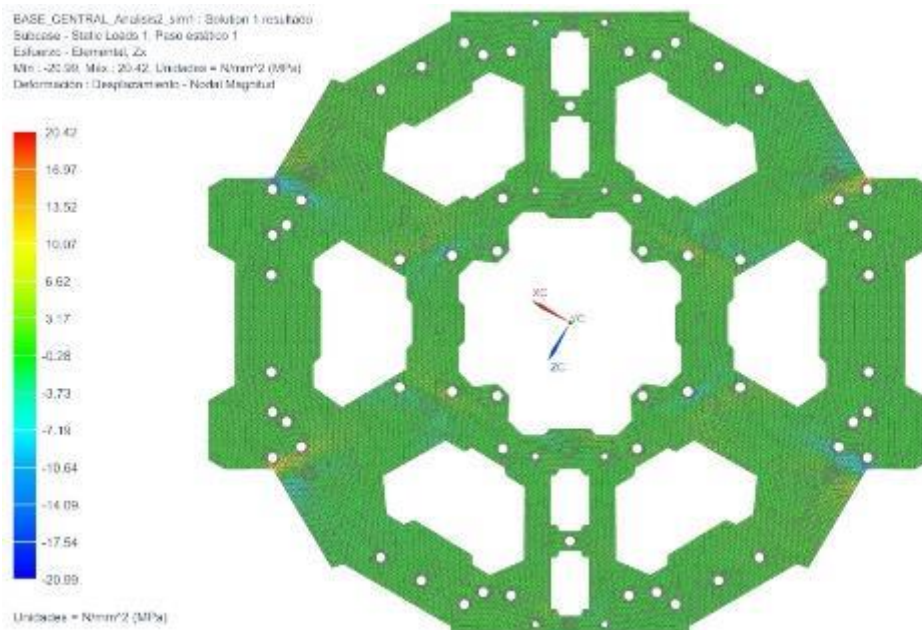


Figura 136. Tensiones cortantes plano Z, dirección X, placa inferior.

Se visualiza como las tensiones cortantes máximas se dan en el plano XY con un valor aproximado de 38,60 MPa.

Estas tensiones máximas son inferiores a los valores límites que figuran en la base de datos de Ansys para este plano. Se observa:

- $\tau_{xy,max} = 38,60 \text{ MPa}$
- $\tau_{xy,lim} = 120 \text{ MPa}$

Como se realizó con anterioridad, mediante estos valores se puede obtener el factor de seguridad:

$$FS = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_{x,max}} = \frac{120}{38,6} = 2,82$$

Se concluye que en este plano la estructura es capaz de soportar los esfuerzos cortantes.

A esfuerzo cortante el plano XY es el que tiene mayor capacidad por la orientación de la fibra, en cambio, cualquiera de los otros dos planos es más débil delante de este tipo de esfuerzo. Por consiguiente, si se observa en la figura 136 referente a las tensiones cortantes en el plano Z dirección X se obtiene:

- $\tau_{zx,max} = 20,99 \text{ MPa}$.
- $\tau_{zx,lim} = 55 \text{ MPa}$.

Mediante los valores anteriores, el factor de seguridad es el siguiente:

$$FS = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_{x,max}} = \frac{55}{20,99} = 2,62$$

Debido a la concentración de tensiones en la placa inferior se generan tensiones de un valor elevado en zonas donde hay orificios. Estos orificios se utilizan para acollar la placa inferior con la superior mediante tornillería. Por ese motivo, se ha realizado una modificación en la placa inferior y se han tapado los orificios donde se utiliza tornillería.

Una vez se ha realizado la modificación, se ha procedido a realizar una simulación FEM para observar los resultados obtenidos.

Seguidamente, se muestran las tensiones generadas en dicha simulación:

8.9.3.2.2.3. Tensión en el eje longitudinal x en la segunda simulación FEM

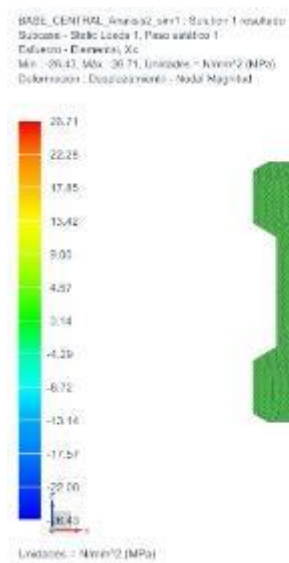


Figura 137. Tensión XX del chasis del hexacóptero en la segunda simulación FEM.

Como se observa en la figura 137, el resultado máximo que se obtiene es de 26,71 MPa. Comparando dicho valor con el obtenido en la figura 132 puede observar como el valor máximo ha reducido, y esto es debido a que en la última simulación no existe tanta concentración de tensión como en la primera simulación.

Si esta tensión se compara con la tensión máxima que puede soportar la fibra de carbono en este eje, dato proporcionado en la figura 119 referente a la base de datos de Ansys, se observa que:

- $\sigma_{x,max} = 26,71 \text{ MPa}$
- $\sigma_{lim} = 513 \text{ MPa}$

Mediante estos valores, se puede determinar el factor de seguridad, que al producirse una disminución de la tensión, el factor de seguridad aumenta:

$$FS = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_{x,max}} = \frac{513}{26,71} = 19,206$$

De lo que se concluye que es una tensión que la estructura es capaz de soportar sin deformarse.

8.9.3.2.2.4. Tensiones cortantes obtenidas mediante la segunda simulación FEM, placa inferior

Las tensiones cortantes que se obtienen en los diferentes planos se detallan en las figuras 138, 139 y 140:

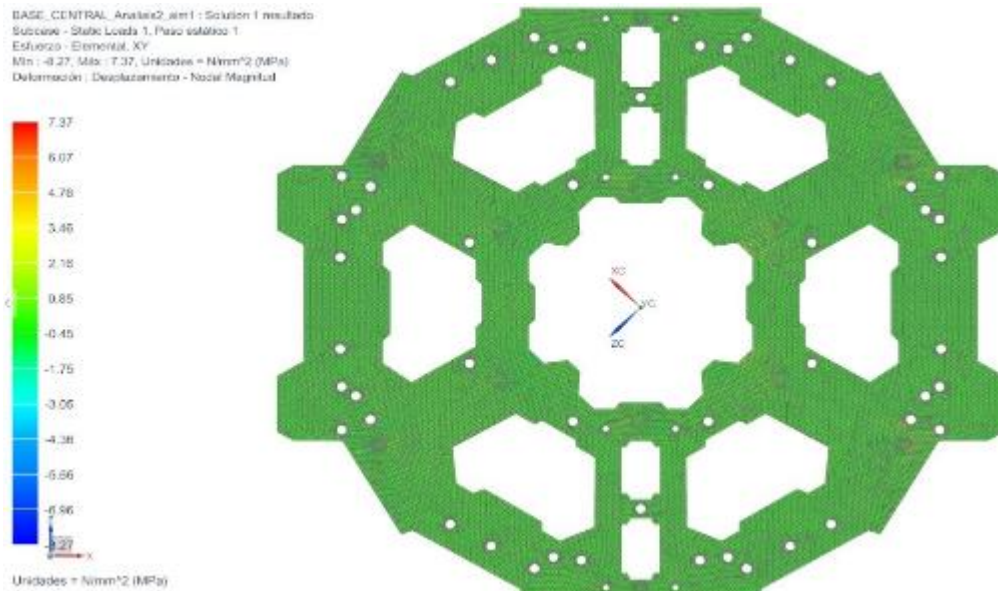


Figura 138. Tensiones cortantes plano X, dirección Y, placa inferior.

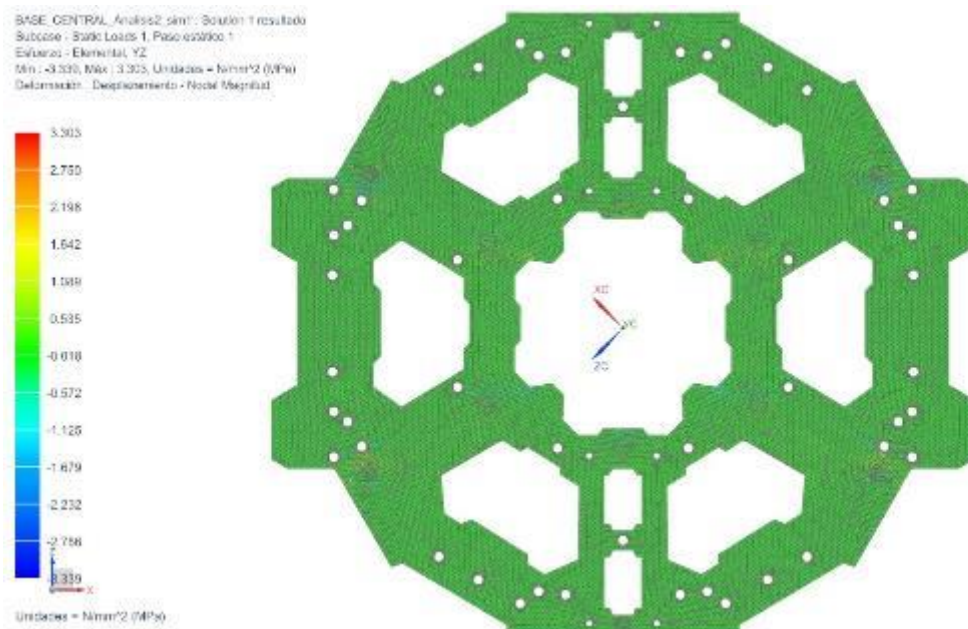


Figura 139. Tensiones cortantes plano Y, dirección Z, placa inferior.

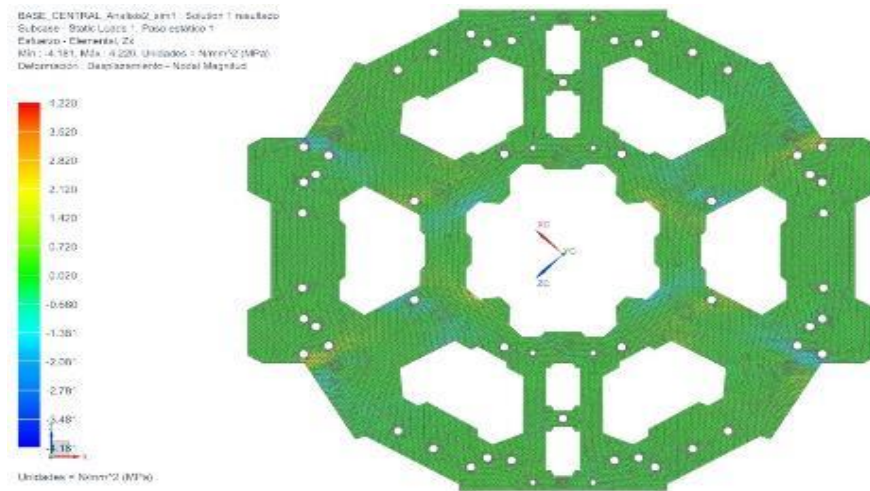


Figura 140. Tensiones cortantes plano Z, dirección X, placa inferior.

Se visualiza como las tensiones cortantes máximas se dan en el plano XY con un valor aproximado de 7,37 MPa. Estas tensiones máximas son inferiores a los valores límites que figuran en la base de datos de Ansys para este plano. Se observa:

- $\tau_{xy,max} = 7,37 \text{ MPa}$
- $\tau_{xy,lim} = 120 \text{ MPa}$

Como se realizó con anterioridad, mediante estos valores se puede obtener el factor de seguridad:

$$FS = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_{x,max}} = \frac{120}{7,37} = 16,282$$

Se concluye que en este plano la estructura es capaz de soportar los esfuerzos cortantes.

A esfuerzo cortante el plano XY es el que tiene mayor capacidad por la orientación de la fibra, en cambio, cualquiera de los otros dos planos es más débil delante de este tipo de esfuerzo. Por consiguiente, si se observa en la figura 140 referente a las tensiones cortantes en el plano Z dirección X se obtiene:

- $\tau_{zx,max} = 4,220 \text{ MPa.}$
- $\tau_{zx,lim} = 55 \text{ MPa.}$

Mediante los valores anteriores, el factor de seguridad es el siguiente:

$$FS = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_{x,max}} = \frac{55}{4,220} = 13,033$$

La conclusión final es que la estructura es capaz de soportar los esfuerzos cortantes en cualquier dirección.

8.9.3.2.3. Placa superior de la estructura

La placa superior se encuentra solicitada de forma parecida a la placa comentada con anterioridad. La diferencia es que no soporta directamente la carga que produce el georadar. De manera que el estudio es similar al anterior realizado.

8.9.3.2.3.1. Tensión en el eje longitudinal x

El valor teórico de la tensión media en el eje longitudinal X es de 5,92 MPa. Si se visualiza un valor de dicha sección en la placa superior de la estructura se obtiene lo que se muestra en la figura 141:

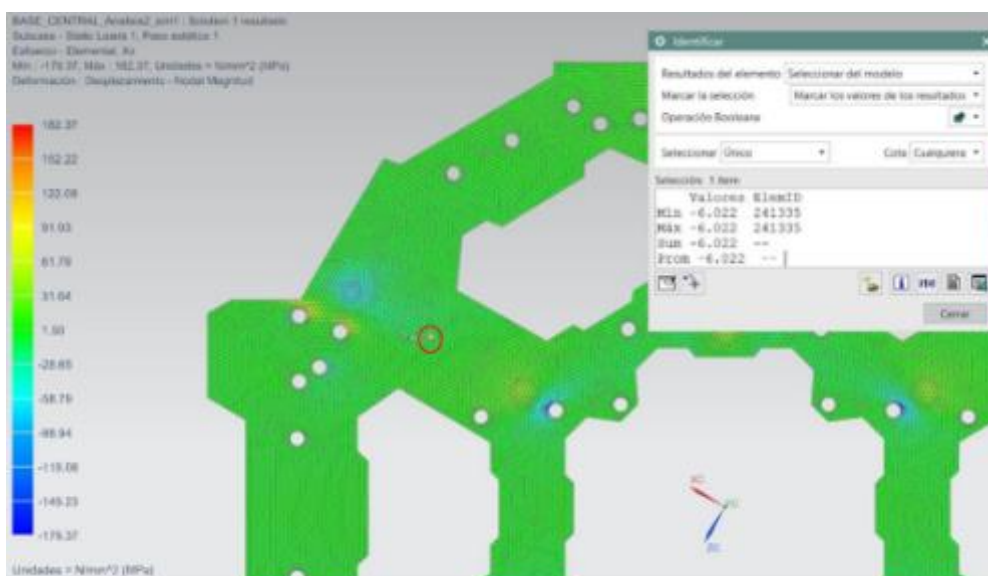


Figura 141. Elemento nodal en medio de la sección estudiada en el caso analítico.

Se amplía la figura para observar con mayor detalle:

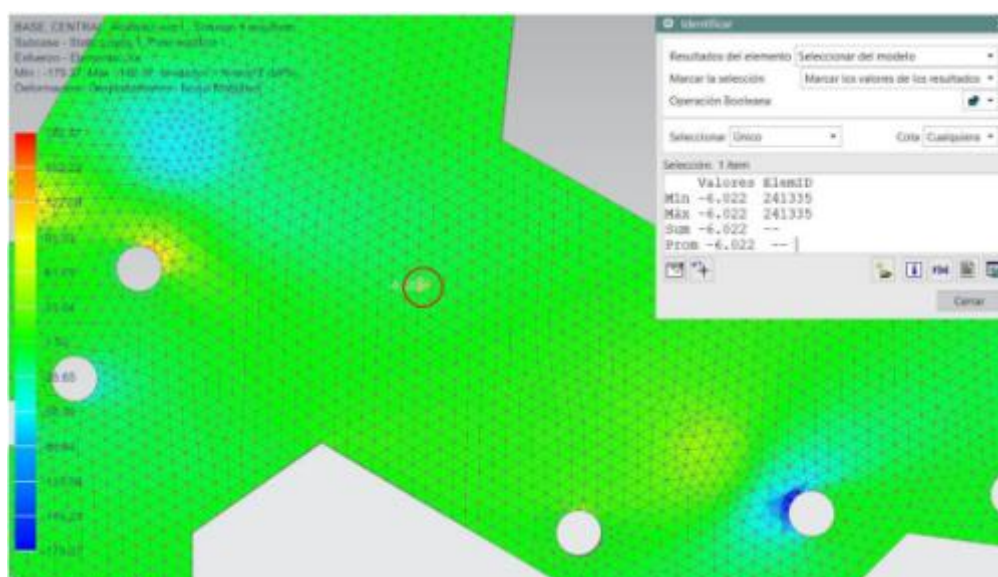


Figura 142. Elemento nodal en medio de la sección estudiada en el caso analítico de forma detallada.

Se observa que el valor de tensión media en un nodo correspondiente a un punto medio de la sección estudiada es de 6,022 MPa. Se observa también de forma gráfica que los nodos que corresponden a esta sección tienen valores aproximados a este valor. Lo que conlleva que el estudio analítico anterior es viable para el cálculo de tensiones medias sin tener en cuenta las concentraciones de tensiones y la variabilidad de la geometría de la pieza.

Si se visualiza la pieza entera para ver el efecto de la concentración de tensiones y la variabilidad de la sección estudiada se observa que los valores distan mucho de la tensión media anteriormente calculada:

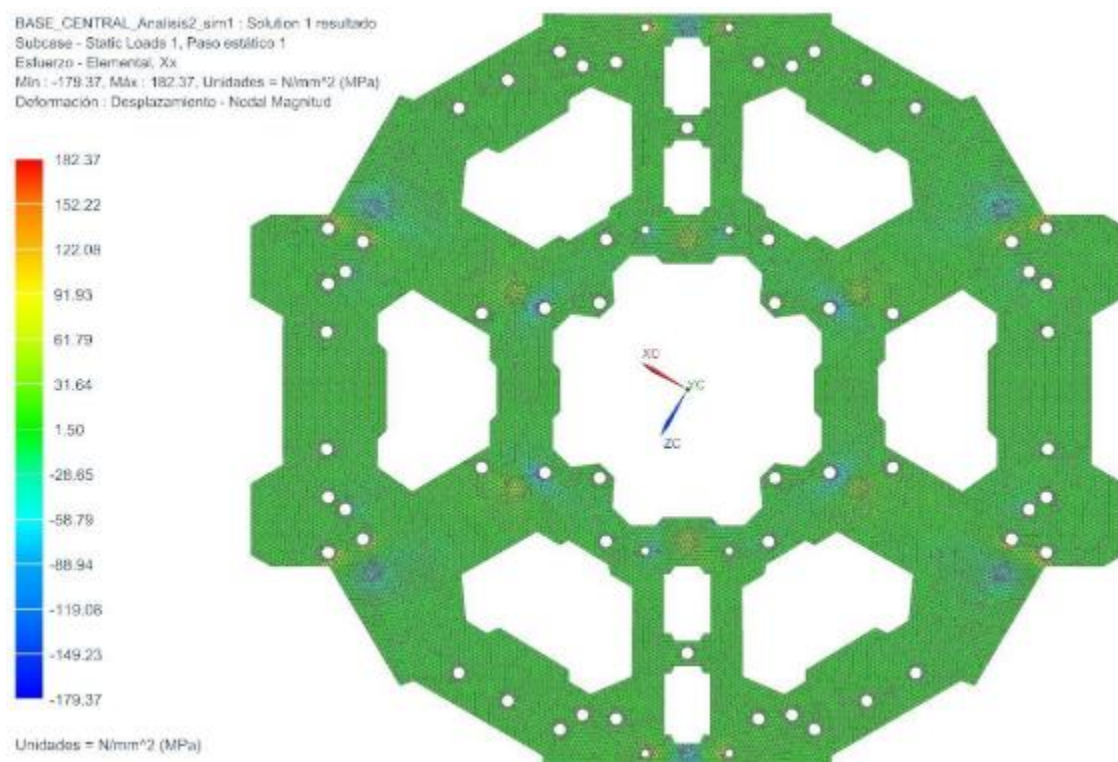


Figura 143. Tensión en el eje longitudinal X, placa superior.

El valor de tensión máxima para el eje longitudinal X es de 182,37 MPa. Si se compara con el valor límite en este eje (513 MPa) se observa que la placa superior es apta para soportar este estado tensional.

8.9.3.2.3.2. Tensiones cortantes obtenidas mediante CAD, placa superior

Las tensiones cortantes obtenidas en la simulación se detallan en las figuras 144, 145 y 146:

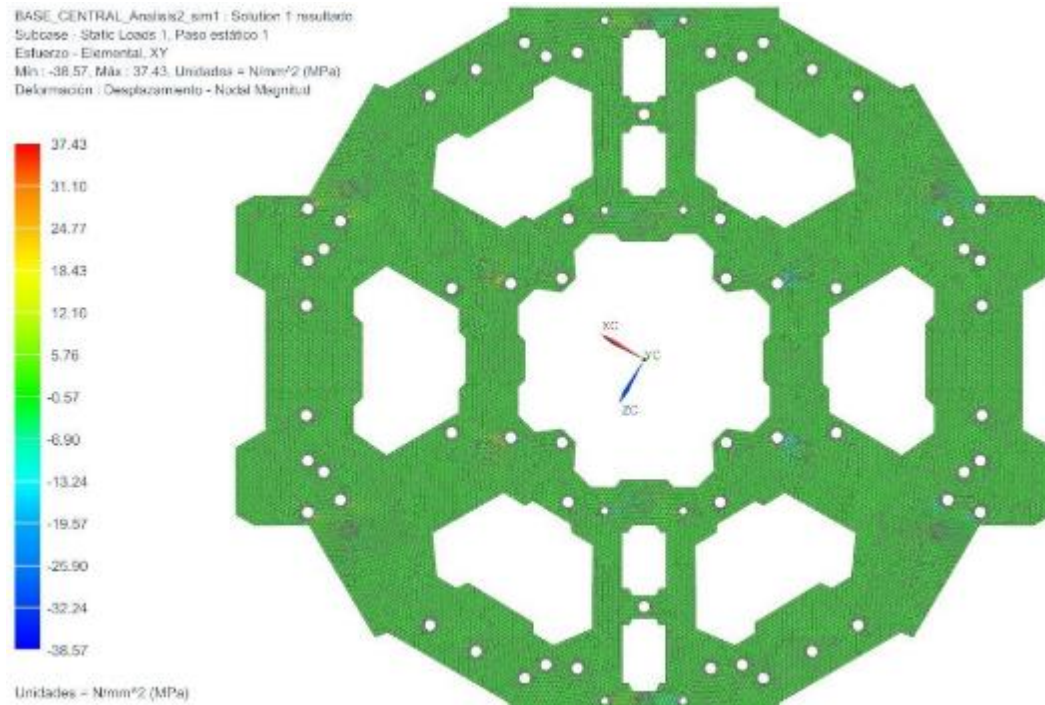


Figura 144. Tensiones cortantes plano X, dirección, placa superior.

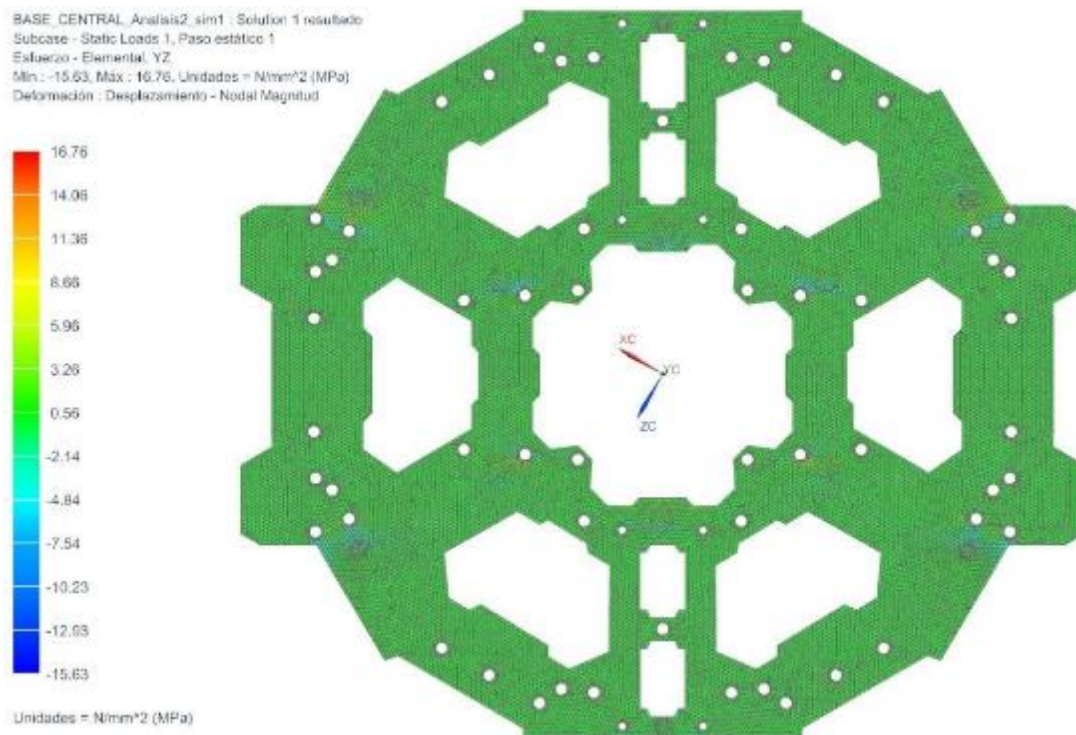


Figura 145. Tensiones cortantes plano Y, dirección, placa superior.

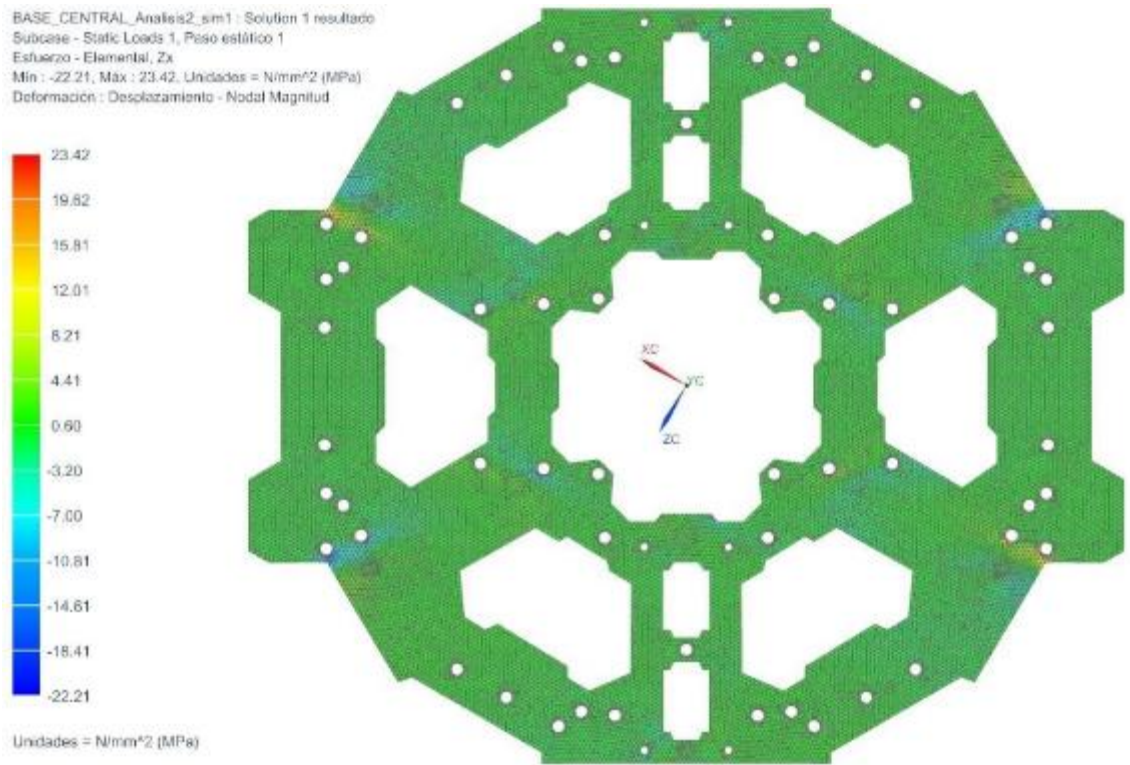


Figura 146. Tensiones cortantes en el plano Z, dirección X, placa superior.

Se visualiza como las tensiones cortantes máximas se dan en el plano XY con un valor aproximado de 38,57 MPa.

Estas tensiones máximas son inferiores a los valores límites que figuran en la base de datos de Ansys para este plano. Se observa:

- $\tau_{xy,max} = 38,57 \text{ MPa}$
- $\tau_{xy,lim} = 120 \text{ MPa}$

Mediante estos valores se puede calcular el factor de seguridad. Dicho factor tiene un valor de:

$$FS = \frac{\sigma_{lim}}{\sigma_{x,max}} = \frac{120}{38,57} = 3,11$$

Se concluye que en este plano la estructura es capaz de soportar los esfuerzos cortantes.

En los planos más débiles delante de un esfuerzo cortante el valor máximo de tensión cortante es de 23,42 MPa en el plano Z dirección X, siendo este valor inferior al valor de tensión límite en el eje débil, siendo este valor de 55 MPa.

Lo que conlleva a que la placa superior de la estructura también sea válida delante de esfuerzos cortantes en cualquier dirección.

En este caso, se ha obviado de realizar la segunda simulación FEM, tal y como se realizó en la placa inferior. El motivo es que los valores obtenidos inicialmente, tanto en la placa inferior como superior, variaban muy poco debido a la fuerza de 8,829N, que en el caso de la placa superior no afecta dicha fuerza. A continuación se puede observar los valores de las tensiones de la placa inferior y superior en la primera simulación:

Tipo de tensión	Placa inferior	Placa Superior
Tensión XX	181,83 MPa	182,37 MPa
Tensión XY	38,6 MPa	38,57 MPa
Tensión ZX	20,42 MPa	23,4 MPa

Figura 147. Variación de las tensiones en la placa superior e inferior en la primera simulación FEM.

Como se observa en la figura 147, los valores de tensión ambas placas son muy similares. Por lo tanto, se puede concluir que las tensiones en la placa inferior de la segunda simulación FEM son válidos para la placa superior.

Lo que conlleva a que la placa superior e inferior de la estructura sea válida delante de los esfuerzos ocasionados en cualquier dirección.

8.6.3.3. Estudio de tensiones de la escuadra nerviada

El objetivo de la simulación FEM de las escuadras nerviadas, acopladas en el prototipo del sistema georadar, es determinar si dicha escuadra es capaz de soportar un peso total de 3,6 kg, el peso propio del georadar.

8.6.3.3.1. Procedimiento para la correcta simulación del estado tensional de las escuadras nerviadas.

Para la correcta simulación del estado tensional se debe seguir los pasos que se comentaron en el apartado 8.6.3.1.1. En este caso, se ha modelado la escuadra nerviada basándose en el diseño original y se le ha insertado el material. El material utilizado es acero 1008-HR. Para la asignación de una material en el estudio de simulación se ha seleccionado el material Acero. Debido a que el fabricante de las escuadras no nos proporcionó el tipo de acero, se ha escogido el acero 1008-HR. En la figura 148 se puede visualizar las propiedades mecánicas del acero 1008-HR:

```
Material: AISI_Steel_1008-HR

Propiedades del material:
Referenced library material : physicalmateriallibrary.xml
Library Version : 4.0
Tipo de Material: Isótropo
Etiqueta: 1
Nombre alternativo :
Categoría : METAL
Subcategoría : Carbon Steel
Densidad de la masa (RHO) : 7.872e-006 kg/mm^3

===== Mecánico
Módulo de Young (E) : 207000000 mN/mm^2 (kPa)
: Coeficiente de Poisson mayor
Coeficiente de Poisson (NU) : 0.25
Módulo de corte (G) : Sin definir
Coeficiente de amortiguación estructural (GE): Sin definir
Tipo de dato de entrada de deformación por esfuerzo: Engineering Stress-Strain
Deformación por esfuerzo (H) : Sin definir
Tipo de no linealidad (TYPE) : PLÁSTICO
Criterio de la función del rendimiento (YF): von Mises
Regla de endurecimiento (HR) : Isótropo
Punto de cedencia inicial (LIMIT1) : Sin definir
Ángulo de fricción inicial (LIMIT2): Sin definir

===== Fuerza
Límite elástico : 234000 mN/mm^2 (kPa)
Tensión de rotura : 331000 mN/mm^2 (kPa)
```

Figura 148. Propiedades mecánicas del acero 1008-HR.

El mallado utilizado es el mismo que el utilizado en el apartado 8.6.3.1.1. En este caso, la única diferencia es en el apartado de *Simulación*. Esta escuadra soporta por la parte inferior el peso del georadar, que es de 3,6 kg. Por lo tanto, genera una fuerza de 8,829 N. Además, se ha restringido mediante una *Restricción fija* los orificios donde se acopla la fijación del georadar, ilustrada en la figura 149:

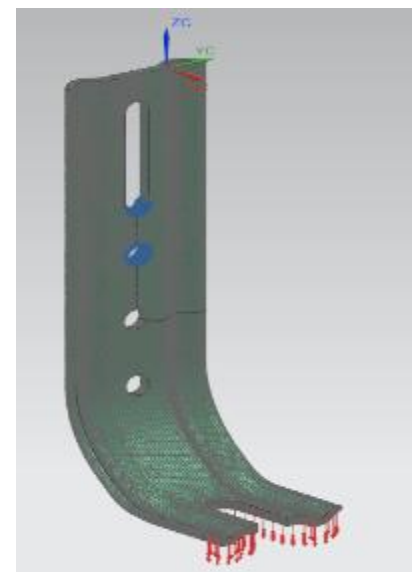


Figura 149. Restricciones y fuerzas aplicadas en la Simulación.

8.6.3.3.2. Resultados obtenidos mediante la simulación FEM

La simulación FEM proporciona resultados para confirmar que el estudio previo analítico es correcto. A continuación, se detallan los diferentes resultados obtenidos con dicha simulación.

8.6.3.3.2.1. Deflexión en el eje Z.

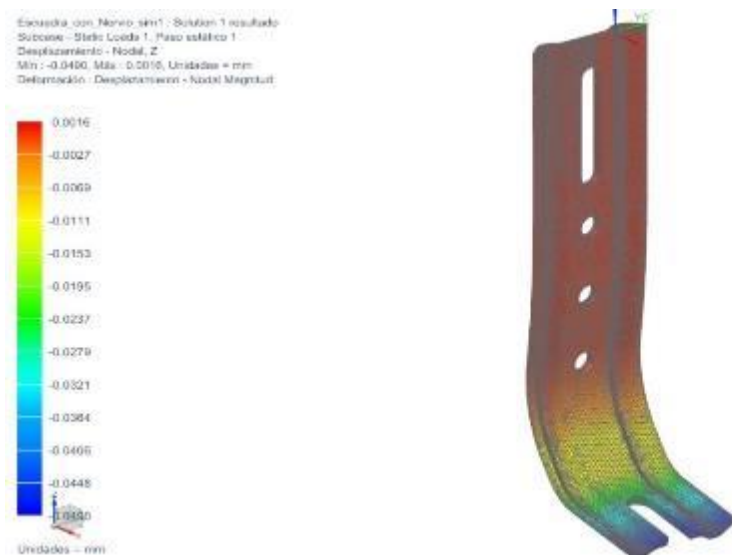


Figura 150. Deflexión en el eje Z.

Como se puede observar en la figura 150, el valor de la deflexión máxima es de 0,0016 mm. Debido a que la fuerza aplicada es de un valor relativamente pequeño, la deformación que provoca es mínima.

8.6.3.3.2.2. Tensión XX, YY y ZZ.

Seguidamente se muestran las tensiones obtenidas en los correspondientes planos y direcciones:

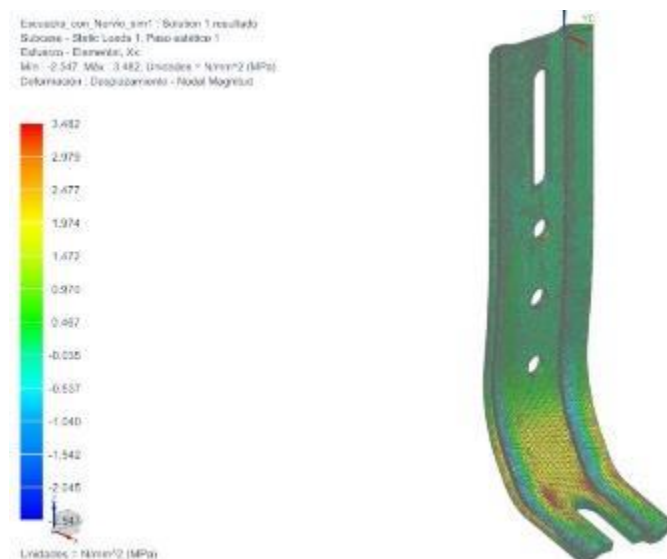


Figura 151. Tensión XX de la escuadra nerviada.

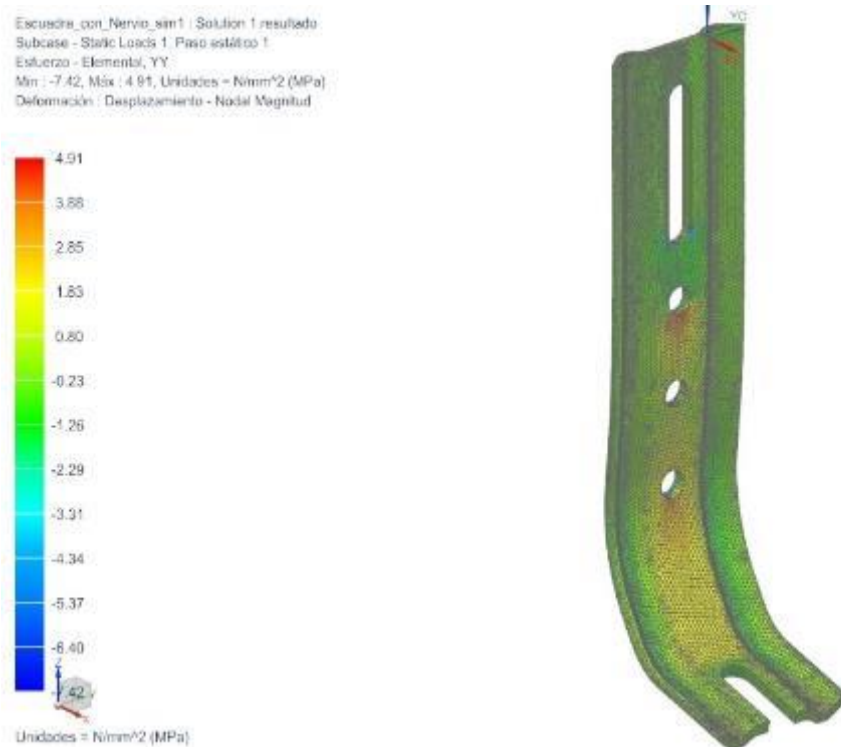


Figura 152. Tensión YY de la escuadra nerviada.

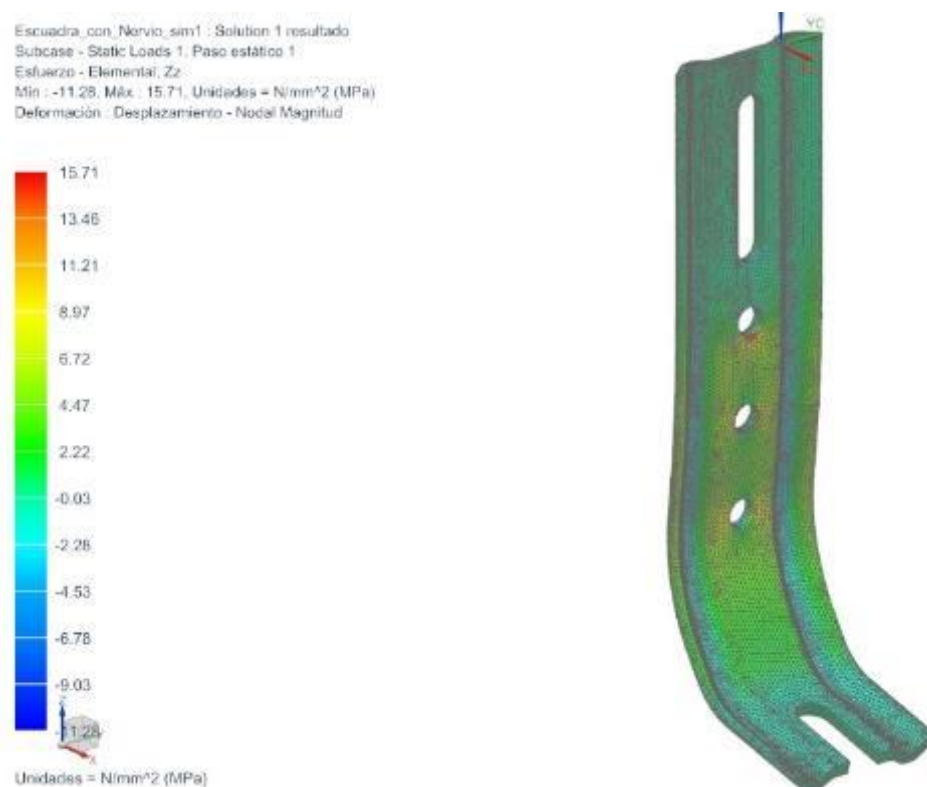


Figura 153. Tensión ZZ de la escuadra nerviada.

Como se puede observar en la figura 151, 152 y 153 los valores de las tensiones máximas en los correspondientes planos y direcciones son:

- $\sigma_{xx} = 3,4882 \text{ MPa}$.
- $\sigma_{yy} = 4,91 \text{ MPa}$.
- $\sigma_{zz} = 15,71 \text{ MPa}$.

Estos valores tienen un valor alto debido a los orificios que presenta la escuadra, provocando concentraciones de tensiones. Observando el resto de tensiones, se observa que son valores cercanos al 0 debido a que la fuerza aplicada es de un valor relativamente pequeño.

8.6.3.3.2.3. Tensión XY, YZ y ZX.

Seguidamente se muestran las tensiones cortantes obtenidas en los correspondientes planos y direcciones:

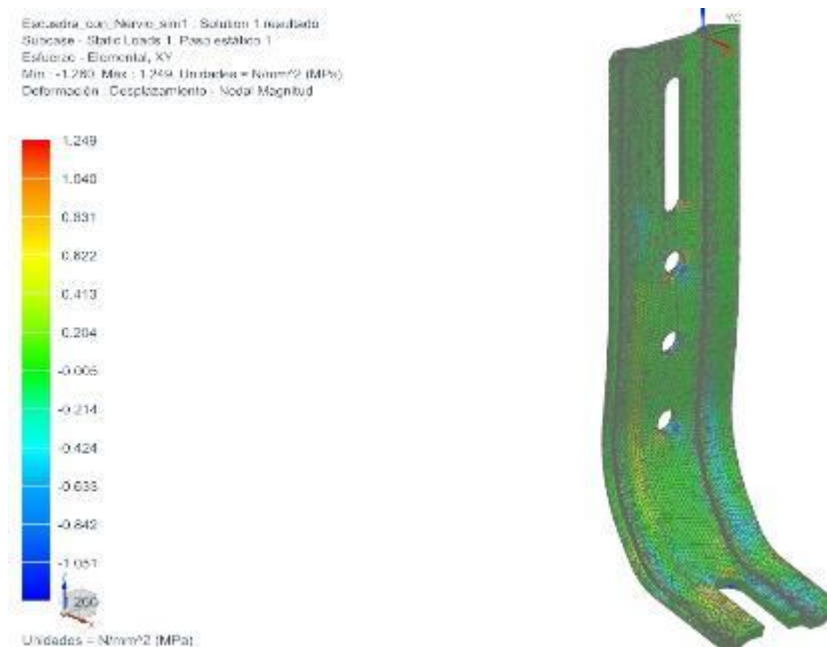


Figura 154. Tensión XY de la escuadra nerviada.

Escuadra_con_Nervio_sim1 : Solution 1 resultado
Subcase - Static Loads 1, Paso estático 1
Esfuerzo - Elemental, YZ
Min : -3.428, Máx : 3.650, Unidades = N/mm² (MPa)
Deformación : Desplazamiento - Nodal Magnitud

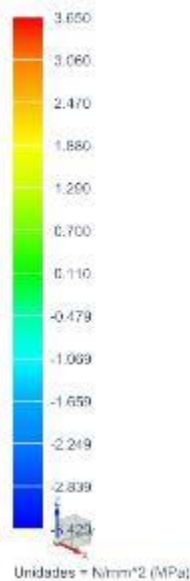


Figura 155. Tensión YZ de la escuadra nerviada.

Escuadra_con_Nervio_sim1 : Solution 1 resultado
Subcase - Static Loads 1, Paso estático 1
Esfuerzo - Elemental, ZX
Min : -2.468, Máx : 2.868, Unidades = N/mm² (MPa)
Deformación : Desplazamiento - Nodal Magnitud

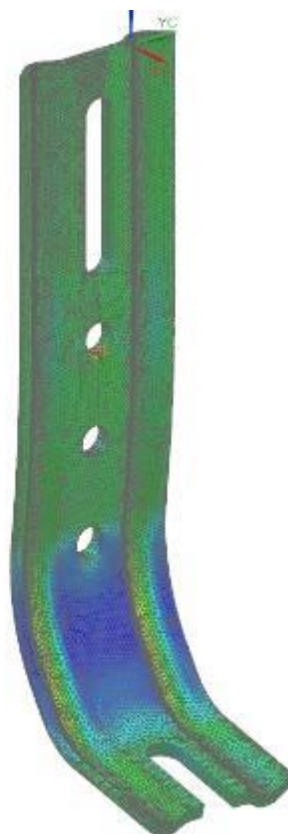
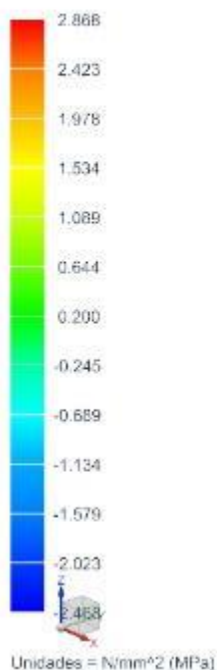


Figura 156. Tensión ZX en la escuadra nerviada.

Como se puede observar en la figura 154, 155 y 157 los valores de las tensiones cortantes máximas en los correspondientes planos y direcciones son:

- $\sigma_{xy} = 1,249 \text{ MPa}$.
- $\sigma_{yz} = 3,650 \text{ MPa}$.
- $\sigma_{zx} = 2,868 \text{ MPa}$.

Los valores obtenidos anteriormente están muy lejos de la tensión de ruptura, 331 MPa. Por lo tanto, estas escuadras son aptas para soportar el peso del sistema georadar ya que las tensiones y deformaciones que sufre son de un valor relativamente pequeño.

8.6.3.3.2.4. Tensión de Von Mises

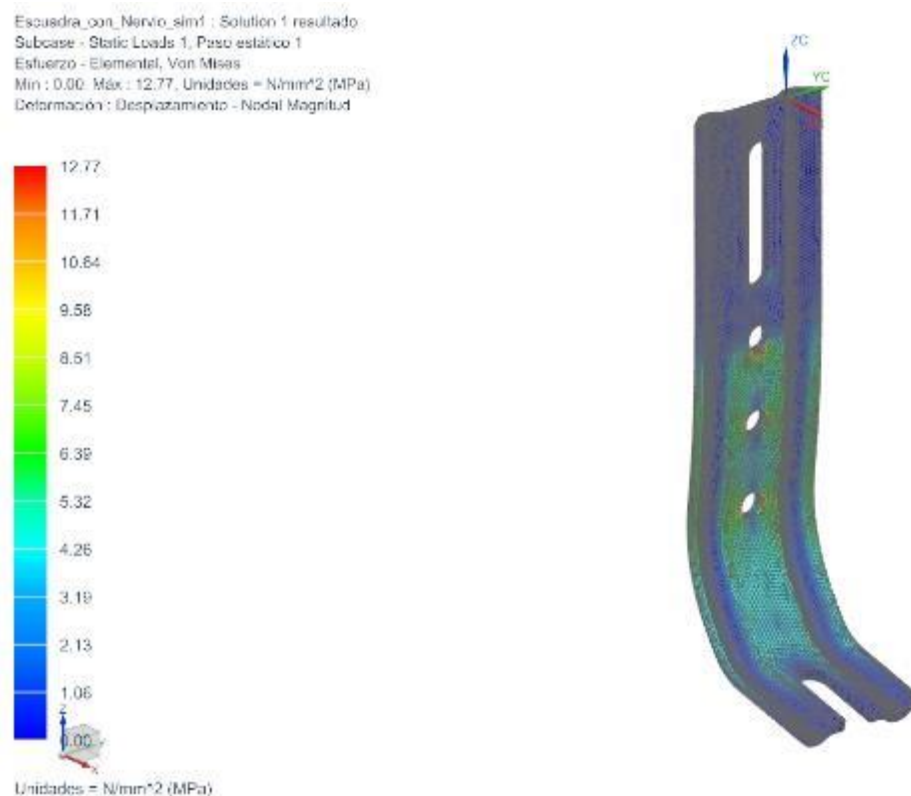


Figura 157. Tensión de Von Mises.

Como se observa en la figura 157, los valores máximos de Von Mises se encuentran en los orificios ya que hay concentración de tensión. El resto de escuadra se puede observar como el valor de su tensión es de un valor entre 4 y 0 MPa.

Observando la figura 151 se puede determinar el valor de la tensión de ruptura. Dicha tensión tiene un valor de 331 MPa. Por lo tanto, debido a que las tensiones originadas por el peso son de un valor pequeño respecto a esta tensión de ruptura, se puede concluir que las escuadras son capaces de soportar el peso del georadar.

8.6.4. Estudio mediante galgas extensiométricas

Para el estudio a flexión de los brazos del hexacóptero se utilizan galgas extensiométricas para medir la deformación debida a la fuerza que generan los motores. Las galgas extensiométricas, también conocidos como sensores resistivos, son uno de los dispositivos más utilizados para la determinación de deformaciones.

Una galga extensiométrica o extensómetro es un sensor que mide la deformación, presión, carga, par u otros parámetros, que se basa en el efecto piezorresistivo. El efecto piezorresistivo es la propiedad que tienen ciertos materiales de cambiar el valor nominal de su resistencia cuando se les somete a ciertos esfuerzos y se deforman en dirección de los ejes mecánicos.

La propiedad utilizada para la medición de deformaciones es la resistencia eléctrica de un cable, donde existe una dependencia entre el valor de la resistencia R y la deformación axial de un cable ε .

8.6.4.1. Principios físicos y funcionamiento de una galga extensiométrica

Para comprender el funcionamiento de una galga extensiométrica se supone que se aplica una fuerza F de tracción a los extremos de un hilo de material homogéneo. El hilo viene caracterizado por una longitud L y un diámetro d . Al aplicar una fuerza de tracción al elemento se produce un alargamiento del hilo y, a su vez, una disminución de la sección que ocasionará un cambio en la resistencia efectiva del hilo. En la figura 158 se representa el alargamiento del hilo y el cambio de sección.

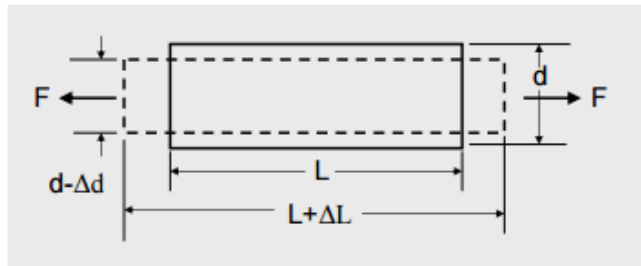


Figura 158. Alargamiento y cambio de sección del tubo.

La deformación se designa por la letra ε . Éste es un parámetro adimensional, y expresa la relación existente entre el incremento de longitud experimentado por el objeto y la longitud inicial.

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \quad [8.81]$$

Dónde:

- ε : Deformación unitaria.
- Δl : incremento de longitud experimentado por la galga.
- l : longitud inicial de la galga.

Por otro lado, la resistencia de la galga es la propia resistencia del hilo, que viene dada por la siguiente ecuación:

$$R = \rho \cdot \frac{l}{S} = \rho \cdot \frac{l}{\frac{\pi \cdot d^2}{4}} \quad [8.82]$$

Dónde:

- R : resistencia eléctrica de la galga.
- ρ : resistividad del material.
- S : sección del hilo de la galga.
- d : diámetro del hilo de la galga.

Se puede afirmar que la resistencia eléctrica del hilo es directamente proporcional a su longitud, es decir, su resistencia aumenta cuando el hilo se alarga.

De este modo las deformaciones que se producen en el objeto, en el cual está adherida la galga, provocan una variación de la longitud y, por consiguiente, una variación de la resistencia, tal y como se muestra en la siguiente ecuación:

$$\Delta R = \rho \cdot \frac{\Delta l}{S} = \rho \cdot \frac{\Delta l}{\frac{\pi \cdot d^2}{4}} \quad [8.83]$$

El factor de galga FG determina la sensibilidad de la resistencia a los cambios en la longitud. Así, la sensibilidad de la galga crece con el factor de galga y el valor de la resistencia decrece con el módulo de Young y con la sección. Si se desea lograr mayores cambios en ΔR , es conveniente incrementar el valor de la resistencia sin incrementar la sección, es decir, tener mayores longitudes. Por otro lado, si lo que interesa es medir en una zona muy concreta, el tamaño no puede ser muy grande con lo que se impone una solución en la que el hilo se disponga en forma de zig-zag y se sitúe sobre una película que transmita lo mejor posible el estado tensional al propio hilo.

El cambio en resistencia de un medidor de deformación por lo general se expresa en términos de un parámetro determinado por el fabricante empíricamente llamado factor de galga (FG) expresado como:

$$FG = \frac{\Delta R/R}{\Delta L/L} = \frac{\Delta R/R}{\varepsilon} \quad [8.84]$$

8.6.4.2. Acondicionamiento de las galgas extensiométricas y conexiónado

Para el acondicionamiento de las galgas el circuito utilizado por excelencia es el circuito potenciómetro doble o puente de Wheatstone.

En la figura 159 se muestra un puente de Wheatstone alimentado por una fuente de tensión. Está formado por cuatro ramas resistivas conectadas formando un cuadrilátero, en una de cuyas diagonales se aplica la fuente de tensión, mientras que en la otra diagonal se obtiene un valor de tensión que depende del cambio en el valor de la resistencia del sensor.

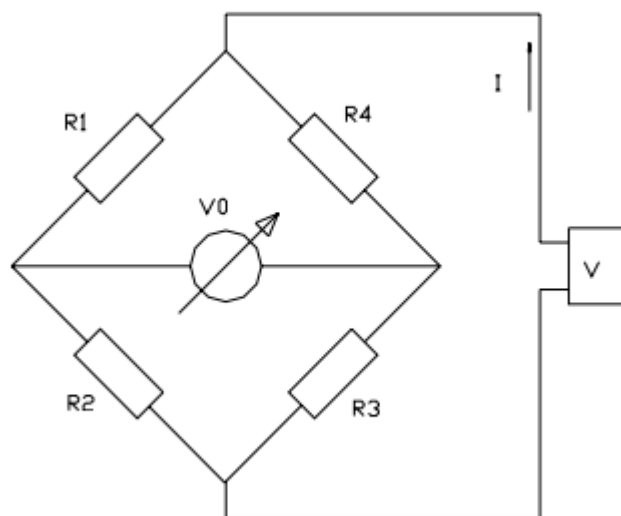


Figura 159. Puente de Wheatstone.

Se suele decir que el puente está en equilibrio cuando la medida en v_o es igual a cero. En este caso se cumple la siguiente condición:

$$R_1 \cdot R_3 = R_2 \cdot R_4 \quad [8.85]$$

En el caso de que las resistencias del puente sean iguales, el puente está en equilibrio, y si se produce una variación de dichas resistencias la lectura en v_o es igual a:

$$v_o = \frac{v}{4} \cdot \left(\frac{\Delta R_1}{R_1} - \frac{\Delta R_2}{R_2} + \frac{\Delta R_3}{R_3} - \frac{\Delta R_4}{R_4} \right) \quad [8.86]$$

A partir de esta ecuación pueden interpretarse las lecturas del puente de Wheatstone en sus diferentes montajes.

- **Conexión a cuarto de puente**

Se dice que el puente de Wheatstone funciona con un cuarto de puente cuando sólo una de las resistencias está activa, es decir, únicamente una de las resistencias es variable.

Inicialmente todas las resistencias son iguales y el puente está en equilibrio.

En la figura 160 se puede visualizar la conexión del cuarto de puente:

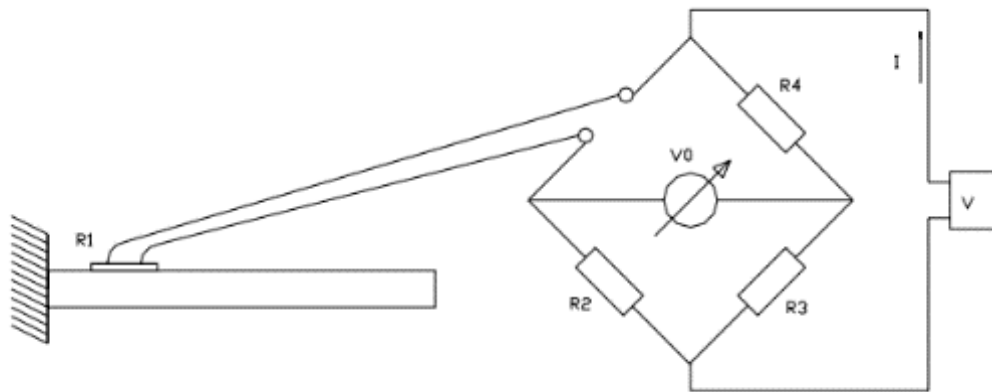


Figura 160. Conexión a cuarto de puente.

Si la resistencia activa se deforma (banda extensiométrica) se produce una variación de resistencia ΔR y la lectura v_0 (tensión de salida del puente) es igual a:

$$v_o = \frac{v}{4} \cdot \left(\frac{\Delta R}{R} \right) = \frac{v}{4} \cdot K \cdot \varepsilon \quad [8.87]$$

Dónde:

- v = tensión de alimentación del puente.
- K = factor de galga.
- ε = deformación unitaria en cualquier punto de la barra.

Se puede afirmar que la deformación es proporcional al voltaje medido. Se define como sensibilidad del puente la variación de tensión de salida por unidad de deformación:

$$S = \frac{v_o}{\varepsilon} = \frac{v}{4} \cdot K \quad [8.88]$$

- **Conexión a medio puente**

Se dice que el puente de Wheatstone funciona a medio puente cuando dos resistencias son activas mecánicamente, es decir, son resistencias variables.

En la figura 161 se puede visualizar la conexión del medio puente:

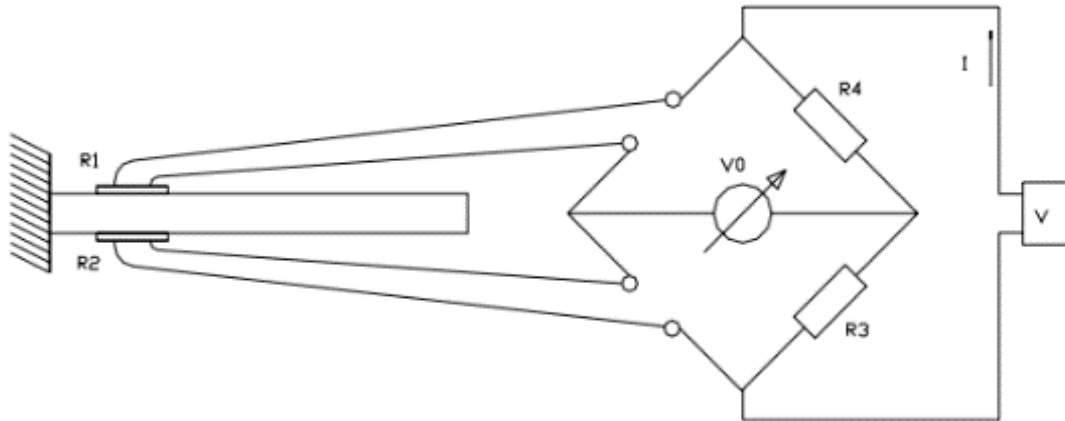


Figura 161. Conexión a medio puente.

Observando la figura 161, se puede afirmar que la galga R1 trabaja a tracción y la R2 a compresión. Por lo tanto, la lectura viene determinada por la siguiente ecuación:

$$v_o = \frac{v}{4} \cdot \frac{2\Delta R}{R} = \frac{v}{2} \cdot K \cdot \varepsilon \quad [8.89]$$

Se observa que la lectura de salida del puente es el doble que la obtenida en la conexión de un cuarto de puente, además de haber compensado los efectos de la temperatura. La sensibilidad del medio puente es igual a:

$$S = \frac{v_o}{\varepsilon} = \frac{v}{2} \cdot K \quad [8.90]$$

- **Conexión a puente entero**

Se dice que el puente de Wheatstone funciona a puente completo cuando sus cuatro resistencias son activas mecánicamente. Es decir, las cuatro resistencias van pegadas sobre el modelo o estructura a ensayar.

En la figura 162 se puede visualizar la conexión del puente entero:

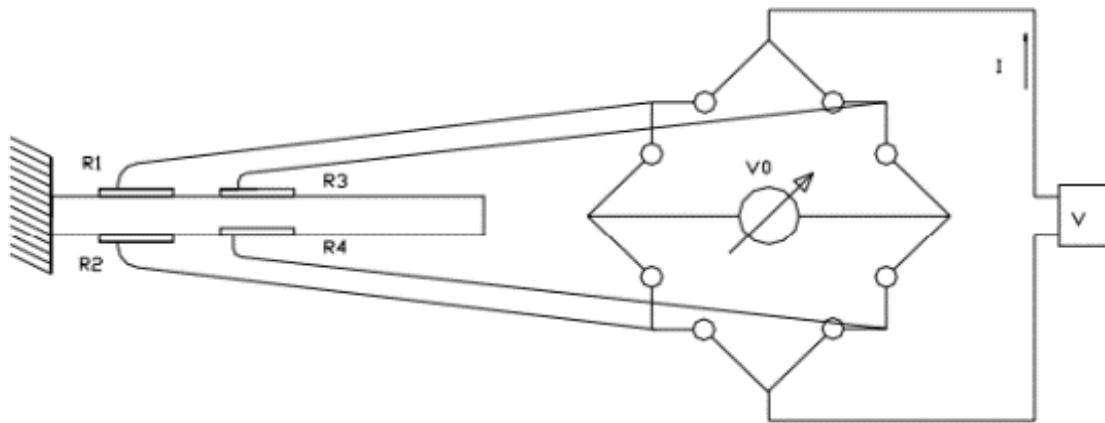


Figura 162. Conexión a puente entero.

Observando la figura 162, se puede afirmar que la galga R1, R3 trabaja a tracción y la R2 y R4 a compresión. Por lo tanto, la lectura viene determinada por la siguiente ecuación:

$$v_o = \frac{v}{4} \cdot \frac{4\Delta R}{R} = v \cdot K \cdot \varepsilon \quad [8.91]$$

Esta disposición también compensa la temperatura y permite aumentar la sensibilidad a:

$$S = \frac{v_o}{\varepsilon} = \frac{v}{2} \cdot K \quad [8.92]$$

8.6.4.3. Procedimiento empírico para la obtención de la deformación mediante galgas extensiométricas

Para poder realizar el estudio de las galgas extensiométricas lo primero de todo es conocer la ganancia del amplificador que se utiliza para obtener una señal observable en el osciloscopio. Esto es debido a que la señal diferencial a la salida del puente de Wheatstone es de valor demasiado reducido.

Para conocer la ganancia se ha de utilizar una serie de instrumentos permitan funcionar el amplificador con la función de obtener dicha ganancia.

Dichos instrumentos son:

- Fuente de tensión continua ISO-TECH modelo IPS 2303DD:

Con este instrumento es posible generar una señal de tensión continua que permite alimentar el amplificador instrumental FESTO DIDACTIC 150563. La tensión de salida que se necesita para alimentar dicho amplificador es de 24V.



Figura 163. Fuente de tensión continua FESTO DIDACTIC 150563.

- **Generador de funciones PROMAX GF-855:**

Con el generador de funciones es posible generar una función de la forma que se desee, ya puede sinusoidal, cuadrada, triangular... También es posible elegir la amplitud de la señal que se desea generar y la frecuencia de la misma.



Figura 164. Generador de funciones.

Realmente tiene más opciones para desarrollar la señal deseada, pero para la finalidad de este trabajo, las anteriormente nombradas son suficientes.

- **Osciloscopio Agilent Technologies DS03062A:**

El osciloscopio permite ver la señal que se desea estudiar y poder realizar mediciones u operaciones matemáticas entre otras cosas. Es decir, gracias a los instrumentos citados anteriormente se alimenta el amplificador y se desarrolla la señal de entrada al amplificador deseada, y gracias a este último se puede visualizar la señal y observar los valores de las variables eléctricas.



Figura 165. Osciloscopio Agilent Technologies.

- **Amplificador instrumental FESTO DIDACTIC 150563:**

Gracias a este aparato electrónico es posible amplificar señales de baja amplitud a señales que se puedan medir o visualizar con ayuda de otros aparatos como es el caso del osciloscopio.



FP 1130

- Consumo: 50 mA
- Resistencias complementarias: 350 Ω
- Tensión de alimentación del puente: 5 V DC
- Margen de entrada del amplificador: ± 10 mV
- Margen de salida del amplificador: ± 5 V
- Amplificación: Aprox. 500

Figura 166. Amplificador instrumental con sus características técnicas.

El primer paso a realizar para determinar la ganancia del amplificador instrumental es preparar los diferentes instrumentos anteriormente citados. De manera que se debe establecer un voltaje de salida de 24 V en la fuente de alimentación continua.

Esta configuración se visualiza en la figura 167 donde se predetermina una de las dos salidas de tensión regulables para entregar 24 V:



Figura 167. Configuración de la fuente de tensión.

A continuación, es necesario configurar el generador de funciones, modificando el tipo de señal que se requiere. En este caso se ha establecido una señal sinusoidal de 0,01 V de amplitud y a una frecuencia de trabajo de 50 Hz.



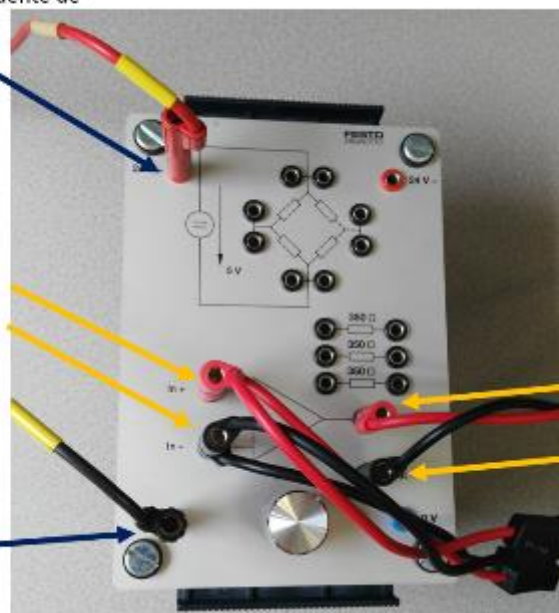
Figura 168. Configuración del generador de funciones.

Una vez se han establecido todas las configuraciones pertinentes en los aparatos electrónicos, el siguiente paso es realizar el conexionado de los diversos aparatos electrónicos con el amplificador FESTO. En la figura 169 se puede visualizar el conexionado que se ha realizado:

Alimentación de +24 V procedente de la fuente de alimentación.

Canal 1 del Osciloscopio para visualizar la señal de entrada.

Alimentación de 0 V procedente de la fuente de alimentación.



Canal 2 del Osciloscopio para visualizar la señal de salida.

Cable TTL procedente del generador de funciones con la configuración seleccionada.

Figura 169. Conexionado del amplificador FESTO.

Como se observa en la figura 172, el amplificador FESTO se debe alimentar a +24 V y 0 V. Esta alimentación se realiza mediante el conexionado de la fuente de alimentación. Aunque la tensión de alimentación externa sean 24 V, la tensión que recibe el puente de Wheatstone es de 5V debido a un transformador que reduce dicha tensión. Seguidamente, se debe conectar en la entrada del amplificador la configuración que se realizó anteriormente en el generador de funciones. Finalmente, para poder visualizar las señales de entrada y de salida, se debe utilizar los dos canales que proporciona el osciloscopio. En este caso, el canal 1 se ha destinado a la señal de entrada y el canal 2 para la señal de salida.

Después de realizar las configuraciones de los aparatos electrónicos y el conexionado adecuado, se debe calcular los voltajes en ambas señales. Para ello se mide la tensión que existe de pico a pico de la onda, ya que el amplificador tiene un offset que puede variar la situación de la onda en el eje vertical, lo que podría dar resultados erróneos en el cálculo de la ganancia si se utilizase la tensión máxima como medida comparativa entre entrada y salida del amplificador.

En la figura 170 se puede visualizar los voltajes de la señal de entrada y salida de pico a pico, es decir, dos veces la amplitud de la señal sinusoidal:

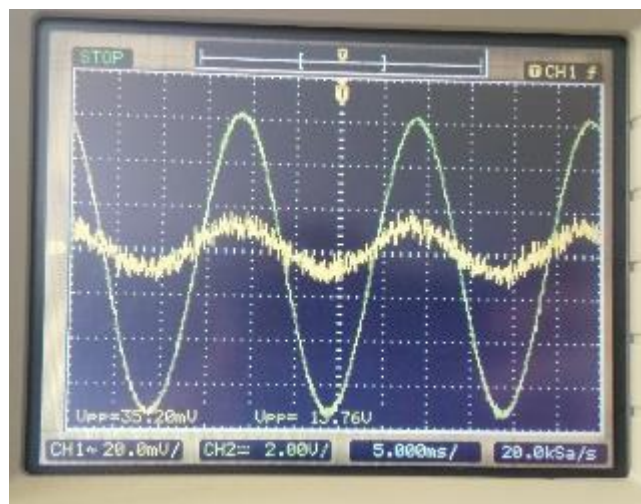


Figura 170. Voltajes de pico a pico de la señal de entrada y de salida.

Tal y como se observa en la figura 170 los voltajes de la señal de entrada y de la señal de salida tienen un valor de:

$$V_{PP\ INPUT} = 35,20\ mV.$$

$$V_{PP\ OUTPUT} = 13,76\ V.$$

Por lo tanto, la ganancia es una magnitud que expresa la relación entre la amplitud de una señal de salida respecto a la señal de entrada. Esta relación queda determinada mediante la ecuación 8.93:

$$G = \frac{V_{PP\,OUTPUT}}{V_{PP\,INPUT}} = \frac{13,76\,V}{35,20 \cdot 10^{-3}\,V} = 390,909 \quad [8.93]$$

Realizado el cálculo de la ganancia el siguiente paso es realizar el montaje con las galgas extensiométricas y poder observar los resultados obtenidos con el osciloscopio para llegar a la conclusión de si el brazo del dron es apto para soportar las tensiones que se producirán en el mismo.

Para la colocación de la galga se engancha la misma con celo al brazo de dron orientanda en la dirección longitudinal del brazo dron. Se escoge como punto posicional un punto cercano al encastamiento ya que en este punto el momento es mayor, lo que conlleva un estado tensional mayor y a su vez una deformación superior.

Después de colocar la galga con celo se sitúa pegamento loctite especial para galgas extensiométricas en la galga levantando el celo. Posteriormente, se vuelve a enganchar la galga al brazo gracias al celo, como se visualiza en la figura 171.

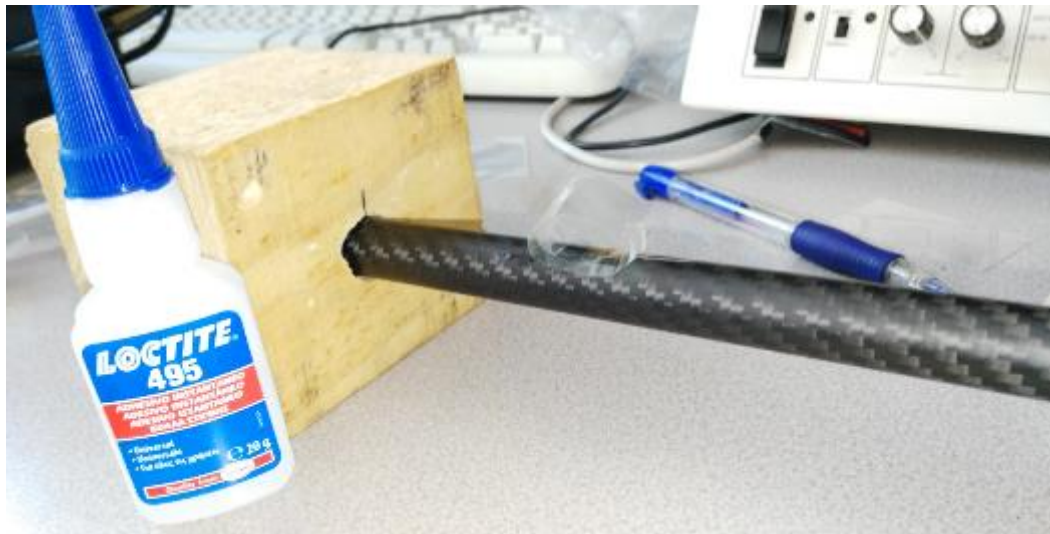


Figura 171. Adhesión de la galga extensiométrica al brazo del dron.

Se debe esperar unos minutos al secado del pegamento y se retira el celo, de manera que la galga queda enganchada al brazo tubular. Previamente, se han soldado a las salidas de la galga un par de cables para poder conectar las pinzas de cocodrilo para conectar la salida de las galgas a la entrada del amplificador. Este montaje se visualiza en la figura 172:



Figura 172. Fijación de la galga con el conexionado.

A continuación, se realiza el mismo procedimiento para el conexionado de la galga inferior, la cual se solicitará a compresión. En la figura 173 se puede visualizar el montaje de las galgas para realizar la conexión a medio puente de Wheatstone:

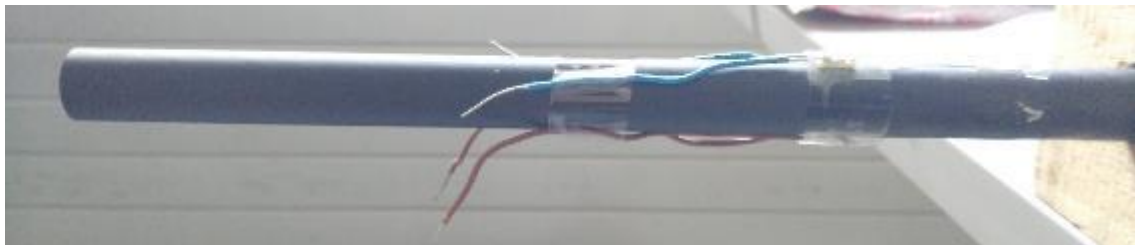


Figura 173. Montaje del medio puente de Wheatstone.

Como se visualiza en la figura 173 se engancha los cables de salida con celo para aumentar la seguridad de la soldadura realizada por si sucediera cualquier tipo de enganchón entre los cables y cualquier elemento que forma parte de la simulación.



Figura 174. Garrafa utilizada para la simulación.

Una vez montado el sistema, se utiliza como peso gradual una garrafa de 5 litros de agua, ya que se puede colocar de forma gradual el peso. En la figura 174 se visualiza la garrafa utilizada.

Se recuerda que la carga a colocar es de 2.5 kg para que el motor trabajase al 50%, es decir se puede colocar una fuerza de un valor del 200% al valor de carga que ha de soportar como máximo el motor utilizado en el dron.

Para poder realizar la simulación lo único necesario es fijar el brazo en una posición horizontal y de manera que simule a un encastramiento, para ello se utiliza un sargento y un taco de madera, en la figura 175 se visualiza el montaje:



Figura 175. Montaje de simulación de la deformación del brazo.

En el caso de un medio puente de Wheatstone, la fijación queda de la siguiente manera:



Figura 176. Montaje del medio puente de Wheatstone con la carga aplicada.

El resto de puente de Wheatstone se debe configurar para que las resistencias tengan el mismo valor nominal o lo más cercano posible al valor de la resistencia nominal de la galga, este valor es de $120\ \Omega$. Para ello se dispone de resistencias $220\ \Omega$. Con el montaje en paralelo de dicha resistencia como muestra en la figura 177 se obtiene una resistencia de un valor aproximado a $110\ \Omega$:



Figura 177. Montaje de resistencias en paralelo.

Para la obtención del valor nominal de la galga extensiométrica (120Ω) se realiza un montaje mediante un potencímetro para alcanzar dicho valor. El montaje se puede visualizar en la figura 178:

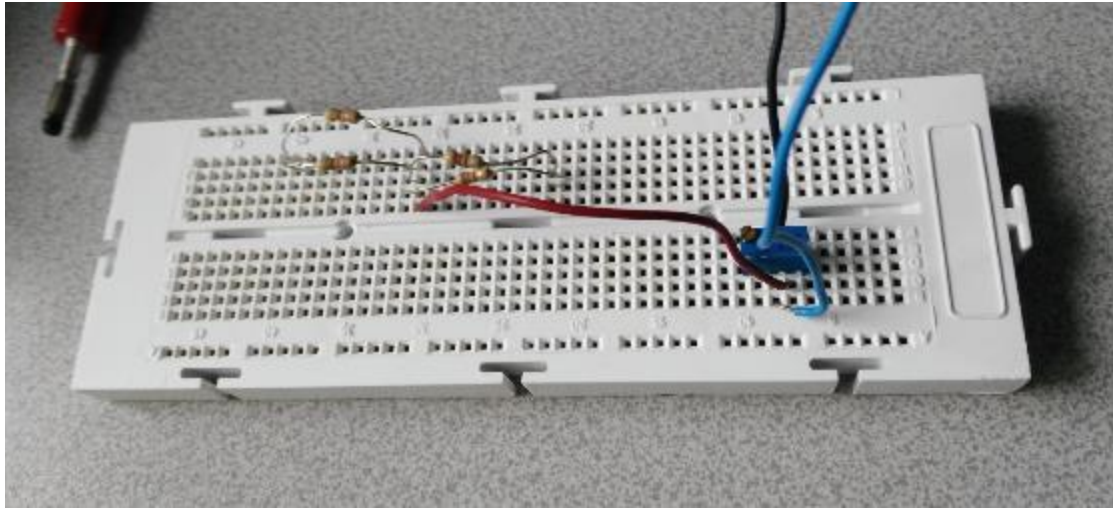


Figura 178. Montaje de resistencias en paralelo con el potencímetro.

Analíticamente, el valor de la resistencia de este montaje se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$R = \frac{R_1 \cdot R_2}{R_1 + R_2} + R_{POT} \quad [8.94]$$

Resolviendo dicha ecuación:

$$R = \frac{R_1 \cdot R_2}{R_1 + R_2} + R_{POT} \rightarrow R = \frac{220 \cdot 220}{220 + 220} + 10 \rightarrow R = 120 \Omega$$

Se realiza este montaje ya que solo se dispone de un potenciómetro que regula la resistencia de las dos ramas posteriores de resistencias en paralelo.

En las figuras 179 y 180 se puede visualizar los valores de las resistencias del montaje mostrado con anterioridad, estos valores son próximos a 120 pero no exactos, ya que las resistencias tienen cierta tolerancia definida por la última franja de color.



Figura 179. Valor resistivo de la primera resistencia equivalente



Figura 180. Valor resistivo de la segunda resistencia equivalente

Debido a la gran variación del valor del potenciómetro al girar con precaución el eje que controla el valor de dicho elemento, éstos son los valores más próximos a $120\ \Omega$ que se ha podido establecer.

Si se realiza el montaje para poder observar por el osciloscopio la salida y entrada de la señal en el mismo operando con la carga aplicada en el brazo del dron se obtiene las señales que se aprecian en la figura 181:

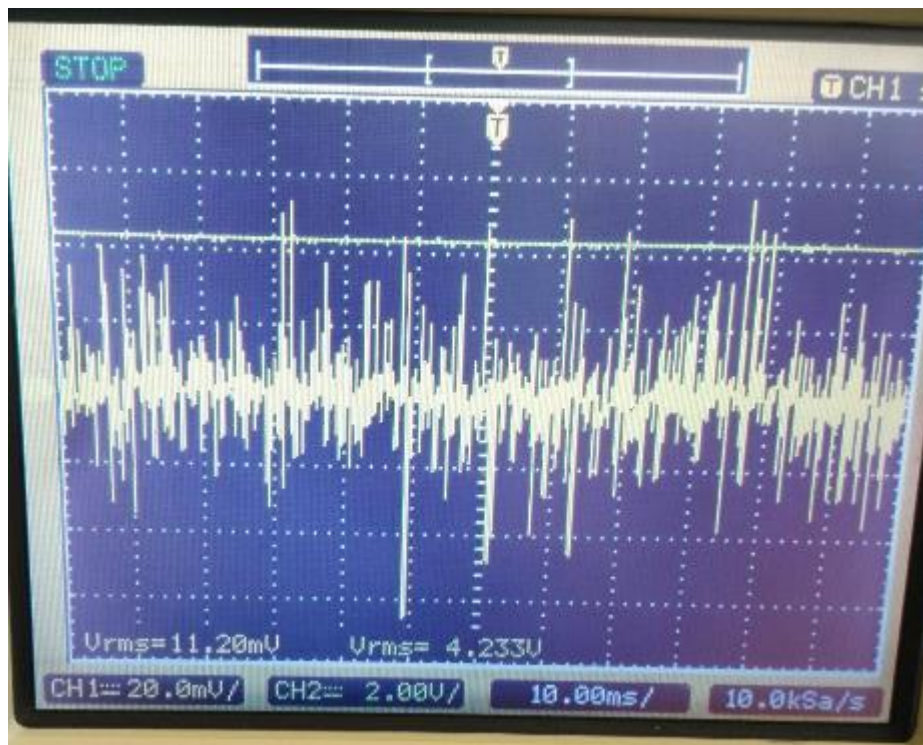


Figura 181. Señal de salida y entrada con la carga aplicada en el brazo.

Como se observa la señal de entrada en el amplificador es la tensión diferencial v_0 , con un valor muy reducido, al ser tan pequeño dicho valor cualquier vibración hace que el valor sea muy variable. En cambio, el valor de la tensión de salida es más estable y de un valor de rango mayor. Si se realiza el cálculo de la ganancia a partir de los valores obtenidos mediante la herramienta “measure” y la opción de medir el voltaje eficaz de la señal se obtiene:

$$G = \frac{V_{RMS\ OUTPUT}}{V_{RMS\ INPUT}} = \frac{4,233\ V}{11,20 \cdot 10^{-3}\ V} = 377,946$$

Se observa una ganancia con un valor de 378 aproximadamente, se determina que la variación obtenida mediante la obtención empírica anterior donde se determina que la ganancia es de 390,909 es debido a las vibraciones producidas en una señal de tan reducido valor.

Como se aprecia, la señal es muy variable. Por ese motivo se procede a realizar otro cálculo a partir de los voltajes máximos y mínimos de la señal inestable para la obtención de un valor medio más estable que en la anterior. En la figura 182 se puede visualizar los valores máximos y mínimos de la señal inestable:

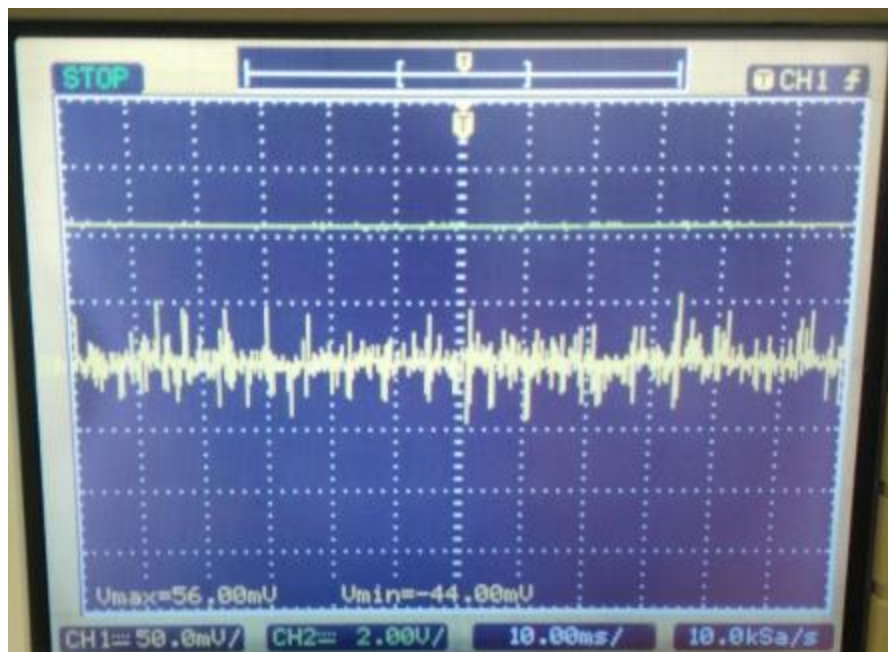


Figura 182. Valor máximo y mínimo de la señal de salida.

Como se observa en la figura 182, se procede a calcular un valor estable realizando una media aritmética del valor máximo y mínimo:

$$V = \frac{V_{MAX} + V_{MIN}}{2} = \frac{56\ mV + (-44\ mV)}{2} = 6\ mV$$

Una vez obtenido este valor, se calcula el valor de la señal de salida mediante la ecuación 8.95:

$$v_o = \frac{v}{2} \cdot K \cdot \varepsilon \quad [8.95]$$

Dónde:

- v : voltaje de entrada en el amplificador.
- K : Factor de galga = 2.
- ε = deformación unitaria.

Debido a esta fluctuación se opta por comprobar los resultados obtenidos por otro camino. Para ello se estudia mediante la herramienta CAD la sección en la que se encuentra la galga en la realidad y se mide la tensión debido a flexión:

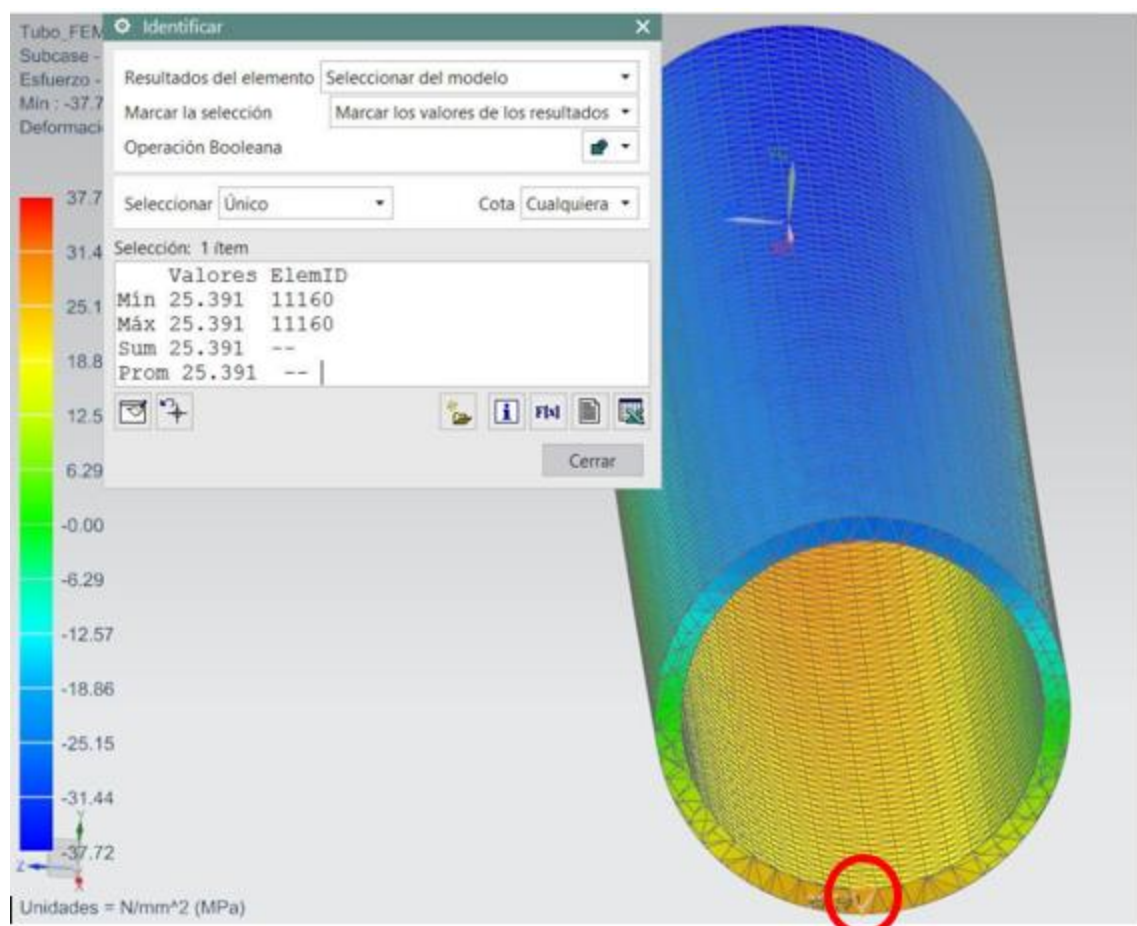


Figura 183. Tensión máxima en la sección donde está colocada la galga

Se aprecia que el valor de tensión debido a flexión obtiene un valor de 25,391 MPa.

Si a partir de este valor y conociendo que el módulo de Young en la dirección de la fibra es de 59000 MPa es posible obtener la deformación unitaria en este punto del tubo mediante la ecuación 8.96:

$$\epsilon = \frac{\sigma}{E} \quad [8.96]$$

Resolviendo esta ecuación:

$$\epsilon = \frac{25.391}{59000} \rightarrow \epsilon = 430,36\mu\epsilon$$

Para poder comparar este valor es necesario medir la resistencia nominal de la galga que se encuentra en el punto de estudio señalado en la figura 183.

Dicha galga tiene un valor nominal representado en la figura 184:



Figura 184. Valor de la resistencia nominal de la galga.

Por tanto, el valor de la resistencia nominal de la galga es de 120,02 Ω.

Como la carga en la simulación tiene sentido descendente y la galga se encuentra en la parte superior del brazo, dicha galga se encuentra a tracción lo que hace que la resistencia de la misma crezca. Colocando 2,5 kg de agua (peso que en principio debe superar el motor) la medición del valor de la resistencia de la galga fue tal y como muestra la figura 185 de 120,10 Ω .



Figura 185. Valor de la resistencia a tracción de la galga con una carga de 2.5 kg.

Por lo tanto la variación de la resistencia se calcula mediante la ecuación 8.97:

$$\Delta R = R_2 - R_0 \quad [8.97]$$

Resolviendo dicha ecuación:

$$\Delta R = 120,1 - 120,02 \rightarrow \Delta R = 0,98\Omega$$

Si además, se conoce que el incremento en la resistencia viene dado por la ecuación 8.98:

$$\Delta R = FG \cdot R_0 \cdot \varepsilon \quad [8.98]$$

Dónde:

- FG: factor de galga: 2.

Se puede determinar la deformación unitaria sufrida por dicha galga:

$$\varepsilon = \frac{0.98}{2 \cdot 120,02} \rightarrow \varepsilon = 408,27\mu\varepsilon$$

Por lo tanto se aproxima bastante al resultado obtenido en el mismo punto mediante la simulación FEM realizada con el programa de CAD. El error que se obtiene en la simulación empírica es de:

$$error\ relativo = \left| \frac{Valor\ te\acute{o}rico - Valor\ simulaci\acute{o}n\ FEM}{Valor\ te\acute{o}rico} \right| \cdot 100$$

$$error\ relativo = \left| \frac{430,36 - 408,27}{430,36} \right| \cdot 100 \rightarrow error\ relativo = 5,13\%$$

Por lo tanto es un error aceptable para ser una simulaci3n empírica que contrasta los estudios realizados mediante la herramienta de CAD.

Se utiliza esta comparativa ya que los valores de voltaje de la salida diferencial en el puente de Wheatstone es muy variable y cualquier peque1a vibraci3n supone una variaci3n del valor de tensi3n elevada.

8.7. ANÁLISIS DINÁMICO DEL DRON

8.7.1. Planteamiento inicial

En este apartado se trata de estudiar el comportamiento del dron en caso de fallida temporal del control durante el tiempo de vuelo. Anteriormente se ha realizado el estudio para verificar que el dron es apto para soportar las tensiones generadas en estática.

Para realizar este estudio se realizan una serie de suposiciones:

- Durante la captura de datos del sistema georadar el dron realiza un vuelo a ras de suelo, ahora bien, cabe la posibilidad que por agentes externos, como irregularidades en el terreno, sea necesario alzar el dron a una altura determinada.
- Debido a que las velocidades de vuelo son reducidas para la obtención de datos fiables mediante el sistema georadar, se considera que la velocidad de traslación en el momento de la fallida es muy próximo a 0, y por lo tanto despreciable. También se considera que el movimiento después de producirse el fallo en el control será en una dimensión, traslación vertical.
- Se realizan pruebas con diferentes tiempos estimados de fallida en un rango de 2 segundos. Se escoge este rango porque si la fallida se produce con una duración superior es probable que el dron sufra daños ya que la distancia recorrida a priori sea muy grande.

La demostración de los cálculos se realiza para el caso más extremo, es decir, para una fallida del control durante 2 segundos. Posteriormente se detalla en un gráfico los resultados obtenidos en tiempos de fallida inferiores.

8.7.2. Distancia recorrida en caída libre en función del tiempo de fallida

En la figura 186 se visualiza la variación de la energía potencial y cinética en los diferentes puntos de estudio en caso de fallida del control del dron:

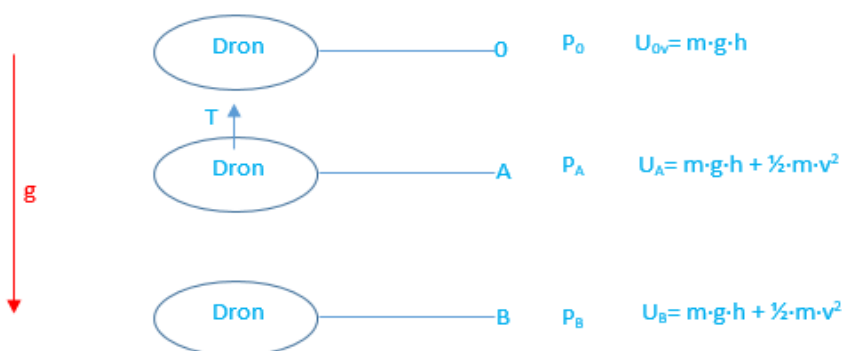


Figura 186. Esquema de variación de energía del dron.

Primeramente es necesario saber a qué velocidad se desplaza el dron en el punto de retorno de control del dron, es decir la velocidad adquirida desde que falla (P_0) hasta que se retomar el control (P_A). Para ello se utiliza la ecuación del movimiento rectilíneo uniformemente acelerado expresado en la ecuación 8.99:

$$x_f = x_0 + v_0 \cdot t - \frac{1}{2} \cdot g \cdot t^2 \quad [8.99]$$

Dónde:

- x_f : posición final.
- v_0 : velocidad inicial
- t : tiempo transcurrido.
- g : aceleración gravitatoria.

Se denota en la ecuación anterior que debido a que la aceleración gravitatoria va en el sentido negativo del eje vertical el signo es negativo.

Considerando que en el momento de fallida el dron se encuentra en vuelo a punto fijo, la velocidad inicial es 0, y considerando como punto inicial el momento en el que el dron falla, la posición inicial resulta ser 0, resolviendo la ecuación 8.99 teniendo en cuenta que el tiempo transcurrido durante la fallida es de 2 segundos se obtiene:

$$x_f = -\frac{1}{2} \cdot 9,81 \cdot 2^2 \rightarrow x_f = -19,62 \text{ m}$$

La traslación vertical que experimenta el dron durante este transcurso de tiempo es de 19,62 m. En este punto, el control del dron vuelve a funcionar y suponiendo que quien controla el dron actúa de manera que se le solicita a los motores que giren a su máxima velocidad para recuperar la estabilidad lo más rápido posible, es necesario conocer la fuerza de empuje generada en este momento para averiguar la distancia recorrida hasta que el dron se estabiliza.

Para ello, se conoce que los motores son capaces de girar a 1836,57 rad/s. A esta velocidad de giro, según la figura 86 sobre la potencia inducida en función de la velocidad angular calculada mediante el Teorema del Elemento de Pala, la potencia inducida es de aproximadamente 965,82 W.

Esta potencia es la que es capaz de generar un motor a su máxima velocidad de giro. Conociendo la ecuación 8.10:

$$P_{id} = T \cdot (v_z + v_i)$$

Resulta que para encontrar T es necesario conocer la velocidad inducida y la velocidad de descenso. Ésta última es posible encontrarla gracias a un balance de energías entre la posición inicial y la posición A, teniendo en cuenta como nivel de altura 0 la posición A. La ecuación que rige dicho balance energético es la ecuación 8.100:

$$\Delta E = 0 \rightarrow E_A - E_0 = 0 \rightarrow E_A = E_0 \quad [8.100]$$

Resolviendo dicha ecuación:

$$E_A = E_0 \rightarrow E_A = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_A^2 = m \cdot g \cdot h_0 \rightarrow v_A = \sqrt{2 \cdot g \cdot h_0}$$

Dónde cabe destacar que h_0 es la traslación vertical calculada anteriormente en el transcurso de tiempo de 2 segundos.

La velocidad en el punto A es la velocidad v_z en la ecuación 8.10, teniendo en cuenta el signo de la misma, es decir de valor negativo. Ahora es imprescindible encontrar la velocidad inducida. Para ello, es imprescindible recordar las ecuaciones 8.29 y 8.30:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = k - \frac{v_z}{v_{i0}} \quad \text{si} -1,5 \leq \frac{v_z}{v_{i0}} \leq 0 \quad [8.29]$$

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = k \cdot \left(7 + 3 \cdot \frac{v_z}{v_{i0}}\right) \quad \text{si} -2 \leq \frac{v_z}{v_{i0}} \leq -1,5 \quad [8.30]$$

Realizando la relación de velocidades conociendo que la velocidad inducida a punto fijo calculada mediante la ecuación 8.13 en el apartado 8.2.1.1 es de 13,34 m/s:

$$\frac{v_z}{v_{i0}} = \frac{-19,62}{13,34} = -1,47$$

Por lo tanto, la ecuación a aplicar es la 8.29, conociendo que el valor de k es 1,15 para hélices reales:

$$v_i = v_{i0} \cdot k - \frac{v_z}{v_{i0}} \rightarrow v_i = 13,34 \cdot (1,15 - \frac{-19,62}{13,34}) \rightarrow v_i = 34,96 \frac{m}{s}$$

Una vez conocidas las velocidades es posible determinar la fuerza de empuje T despejando la ecuación 8.10:

$$T = \frac{P_{id}}{(v_z + v_i)} \rightarrow T = \frac{965,82}{(-19,62 + 34,96)} \rightarrow T = 62,96 \text{ N}$$

Con estos datos conocidos es posible determinar la distancia recorrida por el dron antes de estar en condición de vuelo en punto fijo mediante el teorema de la energía.

Este teorema determina que en el caso de aplicación de una fuerza sobre un cuerpo, el trabajo que genera esta fuerza entre dos instantes de tiempo es equivalente al incremento de energía cinética entre esos dos instantes. La ecuación general del teorema de la energía es la ecuación 8.101:

$$\sum_A^B \text{Trabajo}(\vec{F}) + \sum_A^B \text{Trabajo}(\vec{M}) = [\Delta E_C]_A^B \quad [8.101]$$

En este caso, al tratarse de un movimiento lineal donde la fuerza externa se considera que es la fuerza de empuje de los motores el incremento de energía cinética solo viene dado por el movimiento lineal del objeto, ya que se considera que no hay rotación del mismo. Por tanto, cabe considerar la fuerza de empuje de los seis motores, el peso del propio dron y el incremento de energía cinética entre A y B. Teniendo en cuenta que el efecto del peso va dirigido en el mismo sentido que el desplazamiento, no así como la fuerza generada por los motores, la ecuación 8.102 resulta ser:

$$\sum_A^B \text{Trabajo}(\vec{F}) = [\Delta E_C]_A^B \rightarrow m \cdot g \cdot \overline{AB} - T_T \cdot \overline{AB} = 0 - \frac{1}{2} \cdot m \cdot V_a^2 \quad [8.102]$$

Conociendo que en este caso la fuerza T_T es la generada por los seis motores, ésta tiene un valor:

$$T_T = 6 \cdot T \rightarrow T_T = 6 \cdot 62,96 \rightarrow T_T = 377,76 \text{ N}$$

Finalmente es posible determinar la distancia recorrida aislando de la ecuación 8.102:

$$\overline{AB} = \frac{\frac{1}{2} \cdot m \cdot V_a^2}{T_T - m \cdot g} \rightarrow \overline{AB} = \frac{\frac{1}{2} \cdot 7,5 \cdot 19,62^2}{377,76 - 7,5 \cdot 9,81} \rightarrow \overline{AB} = 4,74 \text{ m}$$

Siguiendo este procedimiento para diversos espacios temporales de falla del control se obtienen diferentes datos, un ejemplo de ello es el desplazamiento sufrido durante la pérdida de control. En la figura 187 se visualiza el desplazamiento en caída libre en función del tiempo de pérdida de control:

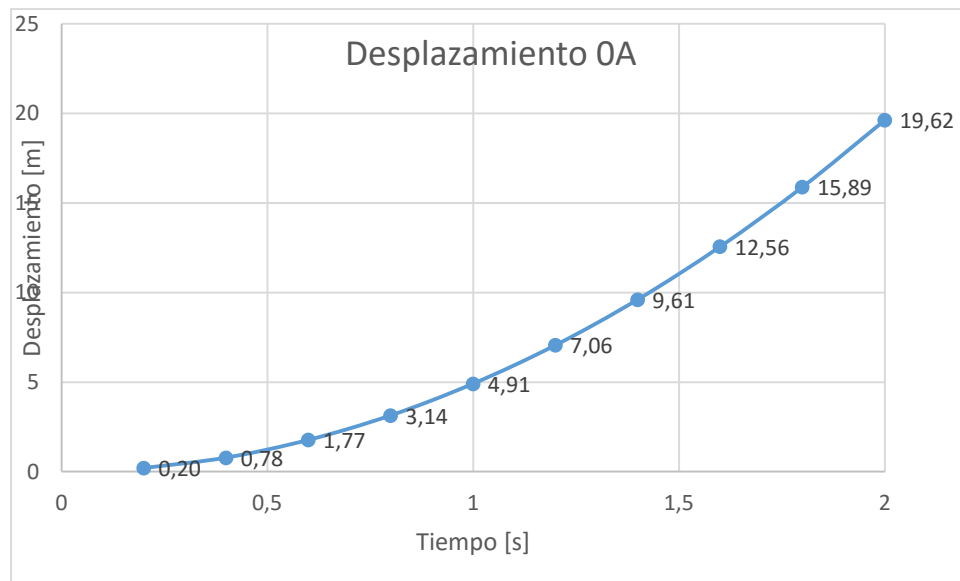


Figura 187. Desplazamiento en caída libre en función del tiempo de pérdida de control.

Se visualiza como el desplazamiento se incrementa parabólicamente en función del tiempo transcurrido.

Otro desplazamiento importante es el que sucede mientras el dron es capaz de revertir la situación, es decir, el tiempo transcurrido desde que se recupera el control y se activan los motores hasta que el dron deja de disminuir su altitud. Este dato queda reflejado en la figura 188:

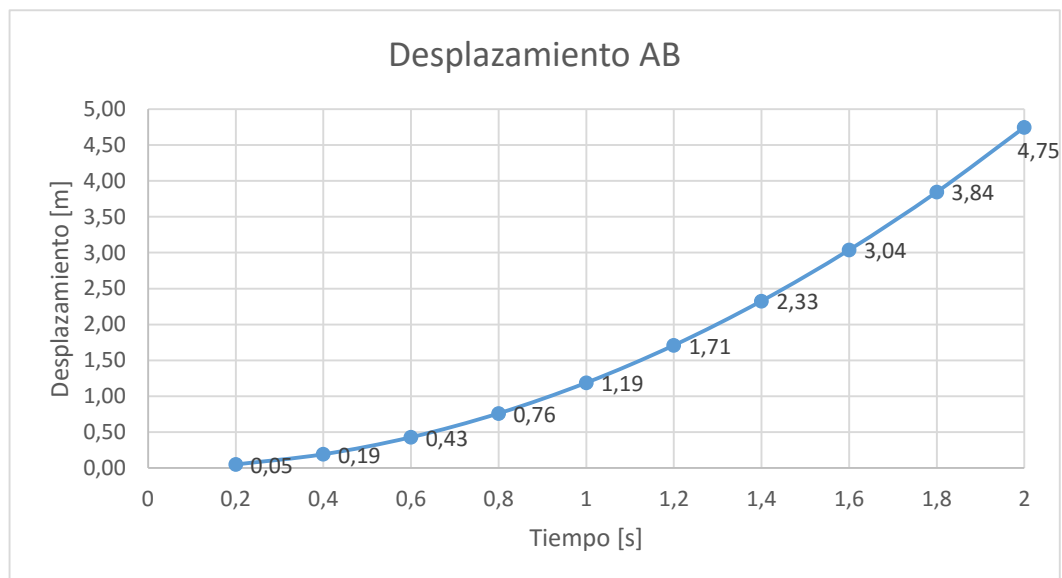


Figura 188. Desplazamiento en función del tiempo en revertir la situación de fallida.

Se observa como este tiempo es mucho inferior al anterior, quiere decir que dentro de lo que cabe el dron una vez recuperado el control tiene un tiempo de respuesta muy corto y es capaz de recuperar la estabilidad en poco tiempo.

Por último, es necesario conocer el tiempo total transcurrido desde que el dron pierde el control hasta que se estabiliza y deja de disminuir su altitud. Esto se visualiza en la figura 189:

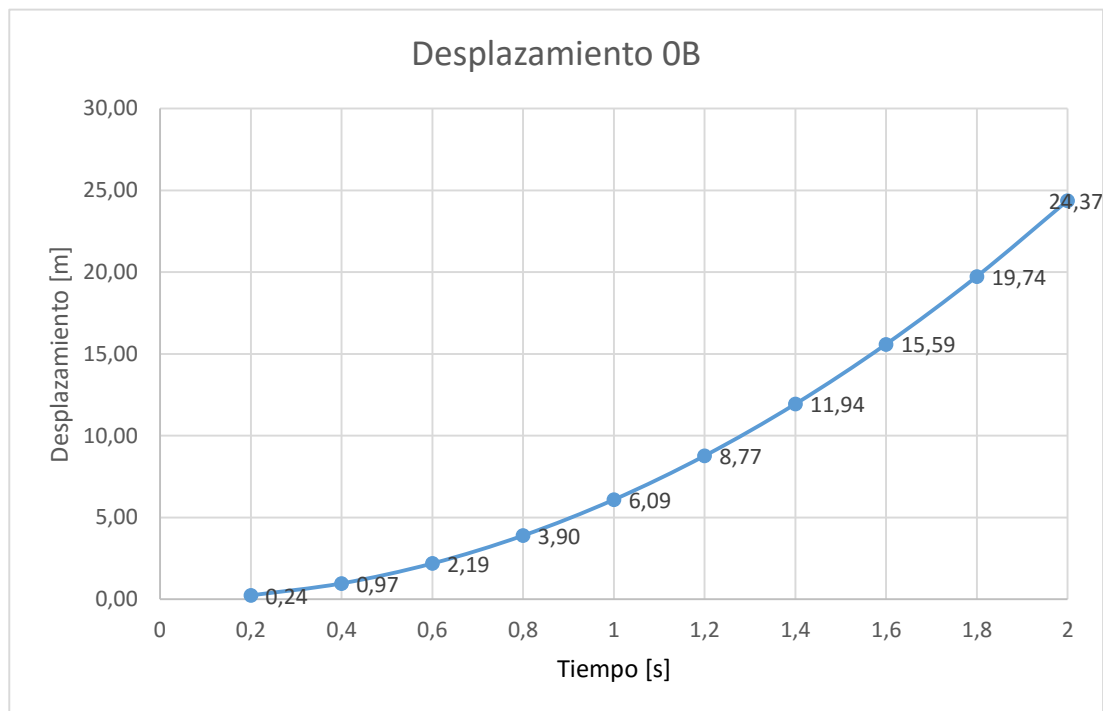


Figura 189. Desplazamiento total desde la falla hasta la estabilización.

Como conclusión, se extrae de estos cálculos que es de vital importancia tener el control del dron ya que el mínimo tiempo de descontrol puede suponer el extravío del aparato. Los cálculos se han realizado para poder visualizar pequeñas pérdidas de control, buscando momentos puntuales de pérdida de señal, ya que con un tiempo mayor a 2 segundos de pérdida de control la distancia recorrida sería bastante elevada, lo que supondría con total seguridad el choque del dron contra la superficie.

8.7.3. Cálculo de tensiones soportadas por el dron debido a los esfuerzos generados por la pérdida de control

En este apartado se verifica que los brazos del dron, elementos con menor factor de seguridad del dron, son aptos para soportar las tensiones generadas debido a estas nuevas solicitaciones externas.

Debido a estas fuerzas de empuje generadas en el estudio dinámico, las tensiones generadas en el brazo del dron serán superiores.

8.7.3.1. Nuevas distribuciones de tensiones normales debido al momento flector

Debido a que el empuje realizado por el motor al máximo de revoluciones es superior al empuje realizado en el cálculo de estática las tensiones generadas por dicha sollicitación serán mayores.

Utilizando la ecuación 8.65:

$$\sigma_{x,y} = \frac{M(x)}{I_z} \cdot y$$

$$\sigma_{x,y} = \frac{F_m \cdot L}{I_z} \cdot R \rightarrow \sigma_{x,y} = \frac{62,96 \cdot 255}{1331,25 \text{ mm}^4} \cdot 8 \rightarrow \sigma_{x,y} = 96,48 \text{ MPa}$$

Comparando este resultado con la tensión límite de las propiedades de la fibra de carbono se puede determinar el factor de seguridad:

$$FS = \frac{\sigma_{x \text{ lim}}}{\sigma_{x, \text{max}}} = \frac{513}{96,48} = 5,317$$

8.7.3.2. Nuevas distribuciones de tensiones cortantes debido al momento flector

Las tensiones cortantes generadas cuando el motor trabaja a la máxima velocidad de giro también serán superiores a las calculadas en el estudio analítico de estática.

Utilizando la ecuación 8.74:

$$\tau = \frac{4}{3} \cdot \frac{V}{A} \cdot \frac{(R^2 + R \cdot r + r^2)}{(R^2 + r^2)}$$

$$\tau = \frac{4}{3} \cdot \frac{62,96}{\pi \cdot (8^2 - 7^2)} \cdot \frac{(8^2 + 8 \cdot 7 + 7^2)}{(8^2 + 7^2)} \rightarrow \tau = 2,66 \text{ MPa}$$

Comparando este resultado con la tensión límite de las propiedades de la fibra de carbono se puede determinar el factor de seguridad:

$$FS = \frac{\sigma_{x \text{ lim}}}{\sigma_{x, \text{max}}} = \frac{120}{2,66} = 45,113$$

8.7.3.3. Nueva deflexión del brazo

Para determinar dicha deflexión se utiliza la ecuación 8.76 deducida en el Teorema de Castigliano:

$$\Delta P = \delta_y = \frac{dW}{dP} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{d}{dP} \cdot \left[\int \frac{N^2}{2 \cdot A \cdot E} dx + \int \frac{M^2}{2 \cdot E \cdot I} dx + \int \frac{V^2}{2 \cdot G \cdot \frac{A}{\alpha}} dx + \int \frac{T^2}{2 \cdot G \cdot J} dx \right]$$

En este caso la deflexión del brazo del dron es derivado de un momento flector que proporciona la fuerza de empuje del motor. Por lo tanto:

$$\Delta P = \delta_y = \frac{dW}{dP} = \frac{d}{dP} \cdot \int \frac{M^2}{2 \cdot E \cdot I} dx$$

Conociendo que:

$$M = F_M \cdot x$$

Resulta la ecuación 8.77:

$$\delta_y = \frac{d}{dP} \cdot \frac{F_M^2}{2 \cdot E \cdot I} \int x^2 dx \rightarrow \delta_y = \frac{F_M \cdot x^3}{3 \cdot E \cdot I} \rightarrow \delta_y = \frac{62,96 \cdot 255^3}{3 \cdot 59000 \cdot 1331,25} \rightarrow$$

$$\rightarrow \delta_y = 4,43 \text{ mm}$$

En el momento que el motor arranca al máximo de su potencia la deflexión que se genera en el extremo del brazo respecto de la horizontal es de 4,43 mm.

9. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO

En este apartado se detallará todo el proceso de diseño y construcción del prototipo. Se explicará el proceso de modelado de la estructura del dron, del sistema georadar y de la fijación de ambos. Además, se plasmará todas las imágenes del proceso de construcción y ensamblado del hexacóptero, de la construcción del prototipo del georadar, la fijación del hexacóptero con el sistema georadar, la modificación del tren de aterrizaje

9.1. DISEÑO EN CAD

En este apartado del trabajo se explicará cómo se ha diseñado el prototipo del sistema georadar, así como, su fijación con el hexacóptero. Los programas CAD (Computer-Aided Design) utilizados para desarrollar el prototipo son SolidWorks y NX Unigraphics.

9.1.1. Modelado de la estructura del dron

El primer paso a realizar es el modelado de toda la estructura del hexacóptero. Para realizarlo, se han tomado las medidas de las piezas originales y se han modelado en un programa CAD. El dron hexacóptero se puede dividir en diversas zonas de modelado: chasis inferior/superior, brazos longitudinales y diagonales, anclajes de los brazos, motores, hélices, soporte de los motores, tren de aterrizaje, ejes inferiores y estructura superior. Para modelar el chasis inferior y superior se ha utilizado NX Unigraphics y SolidWorks. Para modelarla, se ha creado un croquis de un cuarto del chasis basándose en las dimensiones del chasis original, ya que la estructura es simétrica en todos los ejes. Por otra parte, el chasis superior e inferior son idénticos, separados 21 mm entre ellos. En la figura 190 se puede visualizar este modelado:

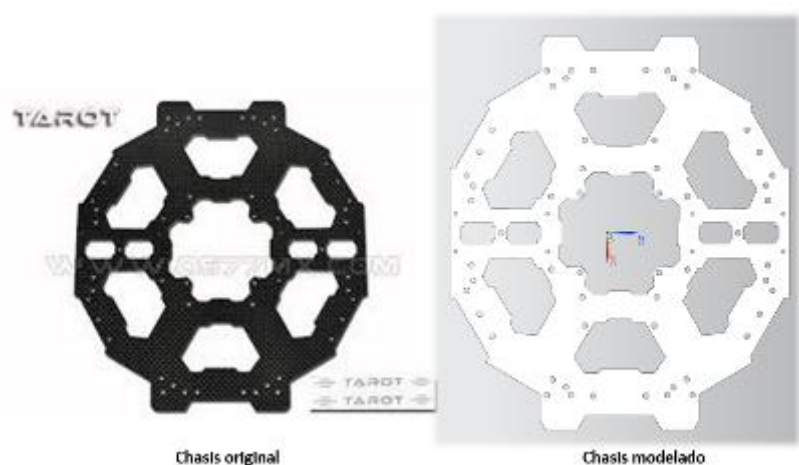


Figura 190. Comparación del chasis original con el modelado.

Para realizar los brazos longitudinales, se ha realizado un croquis del diámetro exterior (16 mm) y del diámetro interior (14 mm). La longitud de los brazos longitudinales corresponde a 286 mm. Además, los brazos tienen un agujero de diámetro 2 mm para la fijación del soporte de los motores. En la figura 191 se visualiza el modelado del brazo longitudinal:

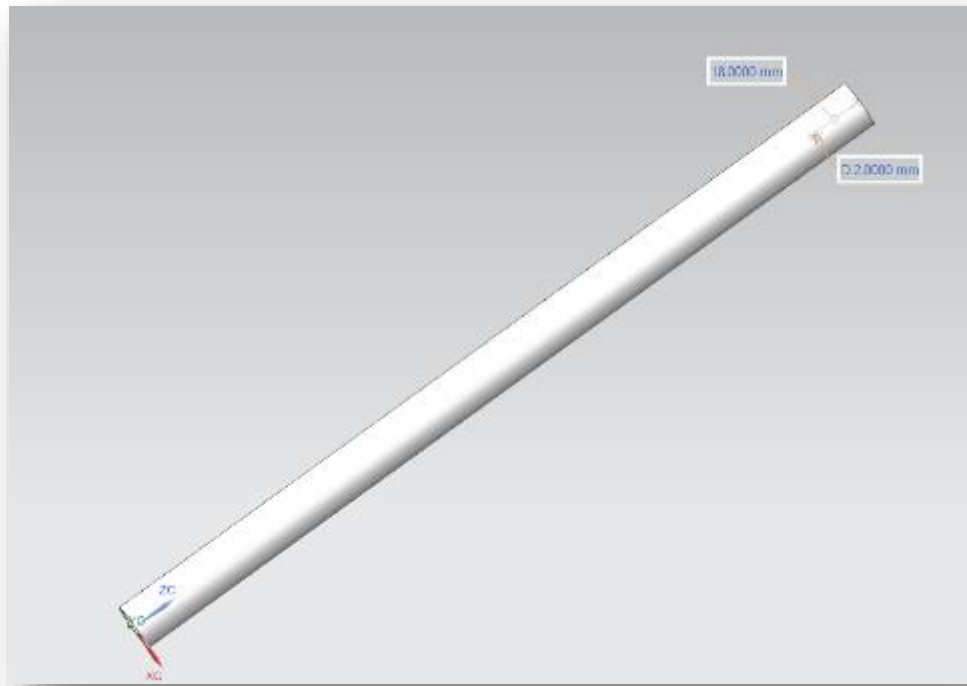


Figura 191. Modelado del brazo longitudinal.

Por otra parte, los brazos diagonales se realizan de la misma manera que los longitudinales, pero la peculiaridad de estos es que disponen de una cabeza en un extremo, la cual servirá para su fijación con el chasis. El resultado de este modelado es el visualizado en la figura 192:

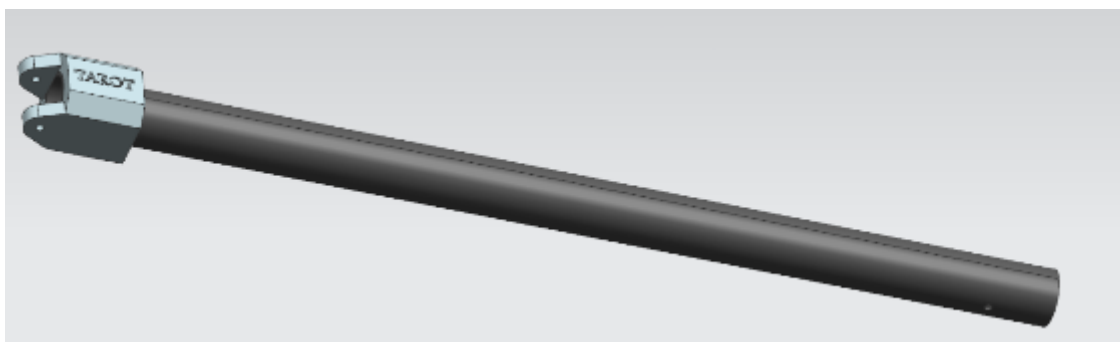


Figura 192. Modelado del brazo diagonal.

Una vez modelados los brazos, el siguiente modelado que se realiza es el anclaje donde irán situados los motores. Para realizar el anclaje de los motores se ha ido realizando mediante diferentes croquis, empezando desde un croquis con estructura rectangular hasta el resultado final. Para obtener el resultado final, se han realizado un seguido de croquis para tener las zonas nerviadas, agujereadas, etc. En la figura 193 se puede visualizar el proceso de modelado de los anclajes de los motores con los brazos:

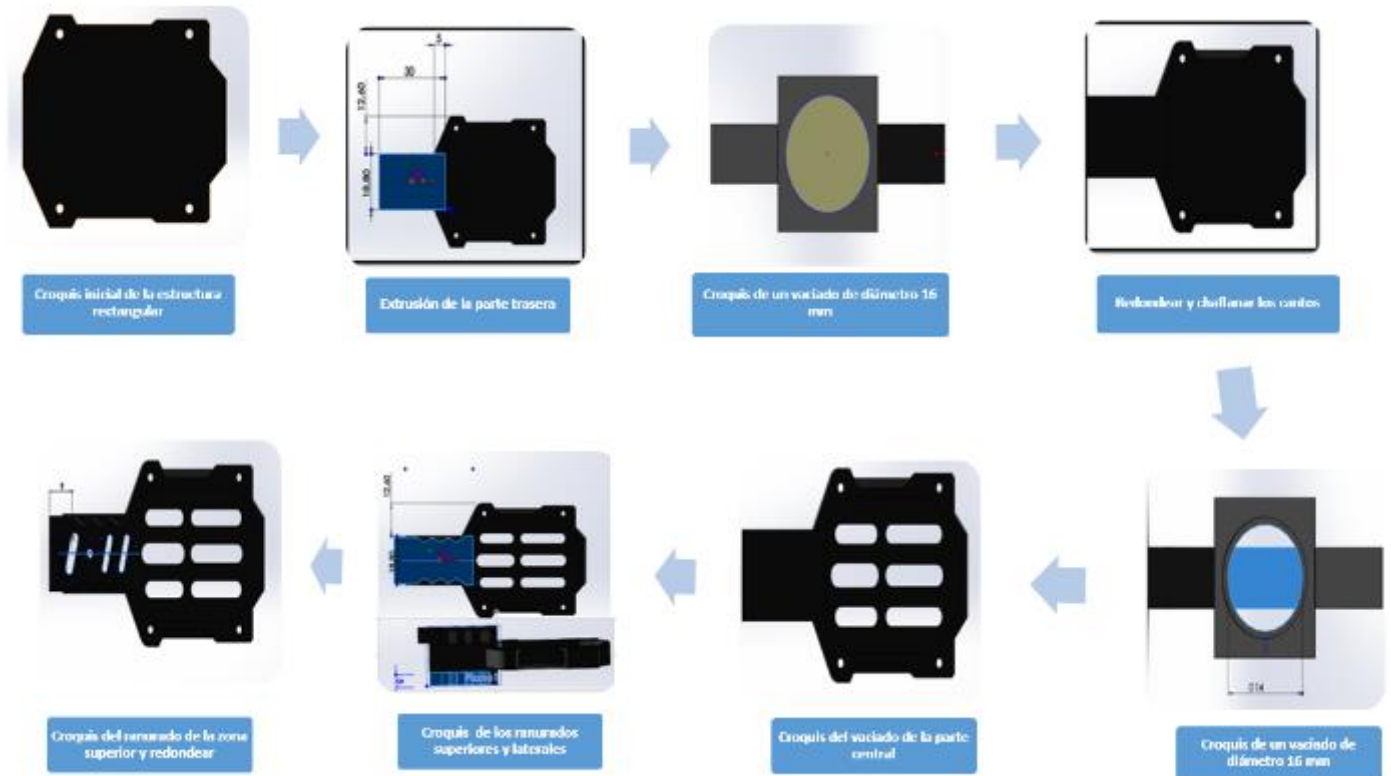


Figura 193. Modelado final de los anclajes del motor.

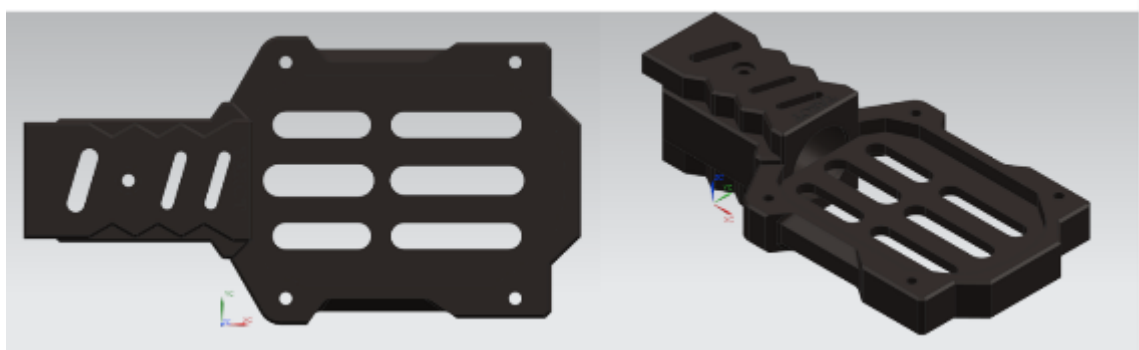


Figura 194. Proceso de modelado de los anclajes de los motores.

Seguidamente, estos anclajes tienen una pequeña placa de fibra de carbono para reforzar la estructura, donde irán fijados los motores. Para realizarla, se ha modelado

basándose en el anclaje de los motores. El resultado final es el visualizado en la figura 195:

El tren de aterrizaje consta de diversos componentes: anclaje del tren de aterrizaje, tubo de diámetro 16 mm por 180 mm de largo, una conexión en T y un tubo de diámetro 10 mm por 280 mm de longitud.

Para modelar los tubos, el procedimiento es el mismo que se ha comentado anteriormente, se debe realizar un croquis y seguidamente una extrusión del croquis. Seguidamente, el tubo de diámetro 16 mm por 180 mm de largo tiene el mismo adaptador que los brazos diagonales. Este adaptador esta acoplado a una pequeña estructura basada en dos placas de fibra de carbono, que se realizaron a partir del original.

Referente a los anclajes de los brazos y del tren de aterrizaje, se puede nombrar cuatro tipos de anclaje: anclaje superior, inferior, cilindro fijador, anclaje lateral.

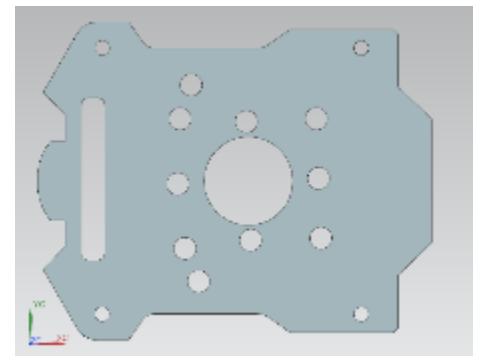


Figura 195. Modelado de la placa de fibra de carbono.

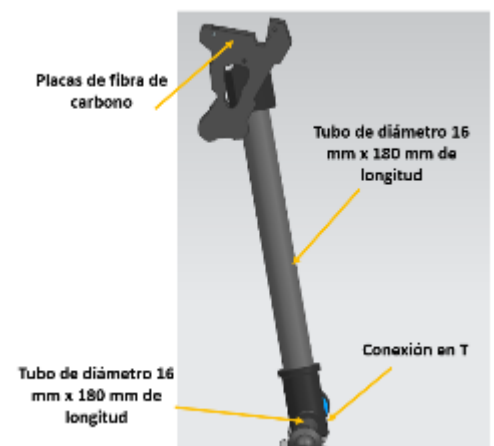


Figura 196. Elementos del tren de aterrizaje.

Para la fijación de los brazos laterales, se utilizan los anclajes superiores, inferiores y laterales. Estos han sido modelados basándose en las dimensiones de la pieza original mediante un croquis y una extrusión. La distribución de estos anclajes es la visualizada en la figura 197:

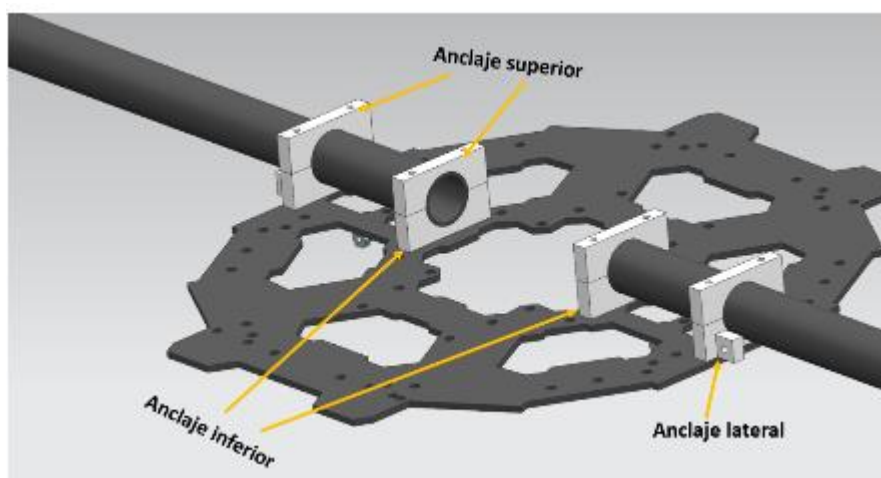


Figura 197. Distribución de los anclajes en el chasis del hexacóptero.

Seguidamente, a través de los anclajes laterales, se puede fijar el tren de aterrizaje mediante los agujeros laterales. Además, para que el tren de aterrizaje quede bien centrado y fijado, se fija un cilindro fijador en el chasis para atornillar el tren de aterrizaje con el chasis inferior. El resultado de este ensamblaje es el siguiente:

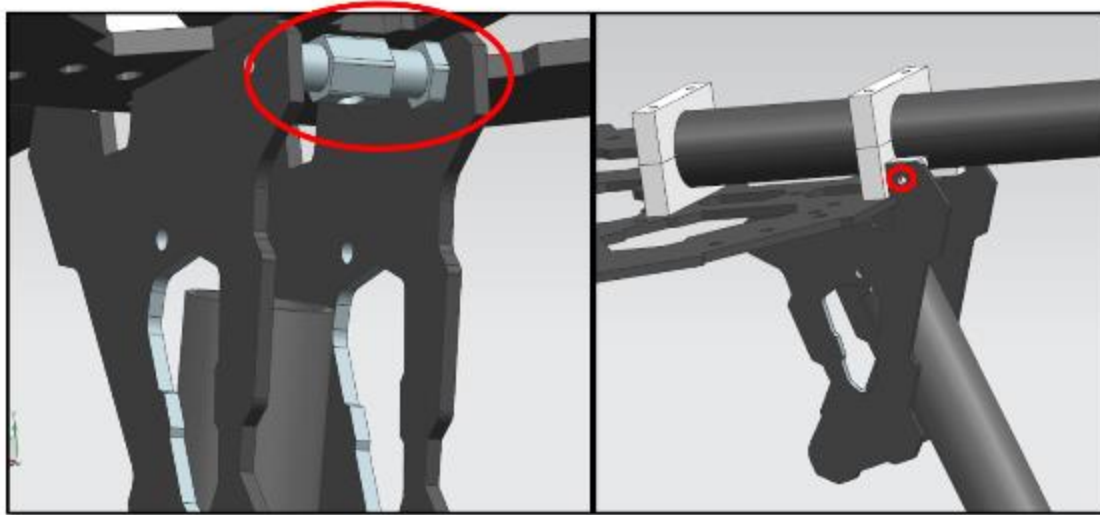


Figura 198. Ensamblaje del tren de aterrizaje.

Seguidamente, el dron hexacóptero dispone de unas placas ranuradas en la zona superior del chasis para la colocación de diversos componentes del dron. Estos van fijados por dos tipos de cilindros: uno largo y uno corto. El resultado final una vez fijados los cilindros fijadores es el siguiente:

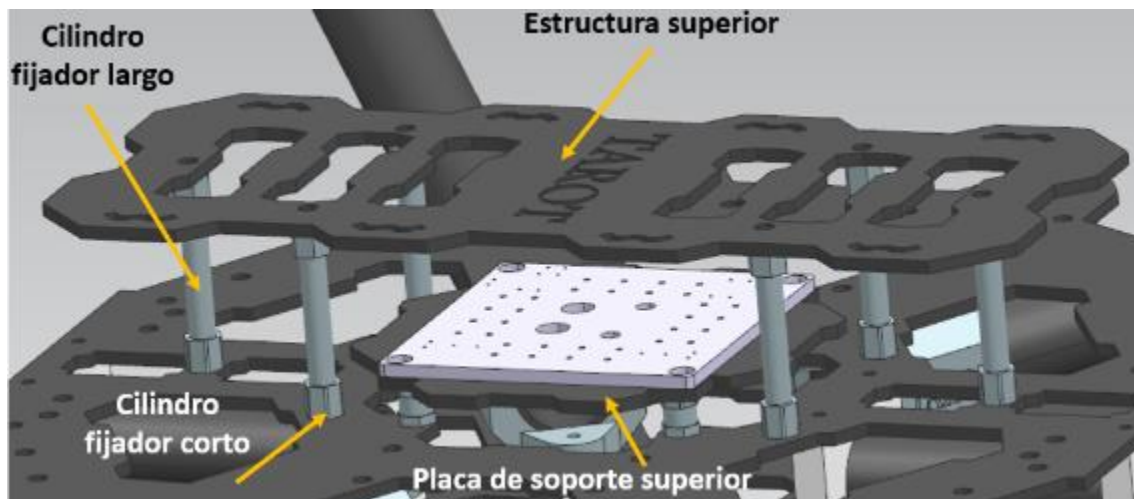


Figura 199. Ensamblaje de la estructura superior del hexacóptero.

El último elemento para modelar es el anclaje de los ejes de 10 mm de diámetro por 280 mm de longitud que están situado en la parte inferior del chasis inferior. En estos ejes se fijará una estructura que pueda acoplarse con el prototipo del sistema georadar. Para el modelado de los ejes de 10 mm de diámetro se realizarán del mismo modo que los comentados anteriormente. Por otra parte, para realizar el anclaje de estos ejes se ha realizado una copia del original y se ha modelado con sus dimensiones correspondientes. El resultado de este paso es el siguiente:

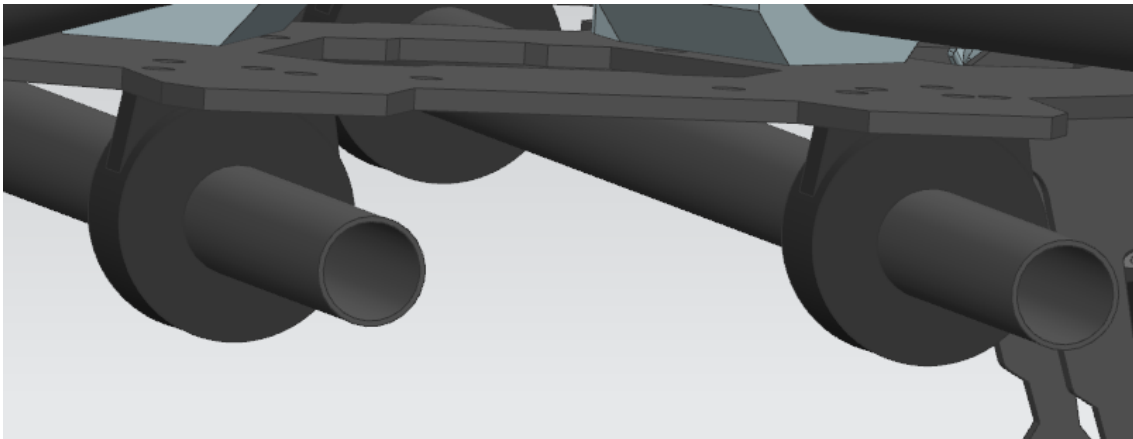


Figura 200. Ensamblaje de los ejes de 10 mm situados en la parte inferior del chasis.

Cabe destacar que los motores y las hélices han sido descargas de un portal de archivos 3D (www.grabcad.com) de Internet. Los motores son simbólicos ya que no corresponden exactamente al mismo modelo que se han instalado, pero tienen mucha similitud con los originales.

Finalmente, una vez diseñado y modelado todos los componentes del dron hexacóptero se puede ensamblar todo mediante restricciones. Las restricciones más usadas son del tipo *concentricidad* ya que la mayoría de elementos son uniones y tubos cilíndricos, y también la restricción de tipo *contacto* entre superficies. Por otro lado, el tren de aterrizaje se ha ensamblado con este tipo de restricción, pero también se le ha tenido que añadir una restricción de tipo *ángulo* (70 grados) ya que el tren de aterrizaje está inclinado. Además, otro tipo de restricción que se puede usar es la de tipo *Paralelo*, para que dos superficies estén situadas en el mismo plano.

Después de realizar las restricciones pertinentes, el resultado final del modelado de la estructura del dron hexacóptero es el visualizado en la figura 201:



Figura 201. Modelado final del hexacóptero.

9.1.2. Modelado del prototipo del sistema georadar

Debido a un factor económico que hace que la compra e incorporación del sistema georadar sea imposible, se realizará el estudio de viabilidad mediante un prototipo de madera que conste de las mismas dimensiones que el original con el fin de determinar si el hexacóptero sería capaz de levantar todo el peso de la estructura y los componentes más el del propio georadar

Para saber las dimensiones del georadar se ha consultado la ficha técnica de este georadar, donde especifica las dimensiones exteriores. Las dimensiones del sistema georadar corresponden a 375 x 235 x 170 mm. En la siguiente figura se visualiza las dimensiones exteriores del sistema georadar:

MALÀ GX ANTENNAS

MALÀ GX750 HDR	
Technology	MALÀ Semi-Real-Time, pat. pend.
Antenna center freq.	750 MHz
SNR	97 dB
Significant/useful number of bits	16 bits
Scans/second	> 1290, time window 75 ns
Survey speed	460 [km/h] point distance 10 cm
Bandwidth	120%, fractional, -10 dB
Time window	75 ns
Positioning	Built-in DGPS, external GPS (NMEA 0183 protocol), wheel encoder
Operating time	5 h
Power supply	Interchangeable 12 V Li-Ion batt. or ext. 12 V DC source
Power consumption	1.3 A
Acq. Mode	Wheel, time or manual
Dimensions	375 x 235 x 170 mm
Weight	3.6 kg
Operating temp.	-20° to +50° C / 0° to 120° F
Environmental	IP65

HIGH DYNAMIC RANGE ANTENNA



Figura 202. Características del sistema georadar.

Observando la geometría de este sistema georadar, se puede dividir la estructura en dos niveles: la parte inferior y la parte superior.

La peculiaridad de este prototipo es que se debe tratar de una estructura resistente y de poco peso, con el objetivo de ir aumentándolo hasta el peso original del georadar (3,6 kg). Por ese motivo, para realizar el prototipo se han utilizado dos tipos de madera: balsa y contrachapado. La madera de balsa es la madera más ligera que se conoce, con una densidad que oscila entre 100 kg/m³ a 150 kg/m³), lo que la hace una madera ligera y resistente. Por otra parte, el contrachapado tiene más dureza que la madera de balsa, lo que implica, más densidad. Atendiendo a estas características, las zonas con más superficie, como por ejemplo, las bases y las zonas superiores de las cajas, se realizarán con madera de contrachapado. En cambio, las paredes de la caja se realizarán con madera de balsa.

Una vez se han determinado todas estas premisas, se ha modelado el prototipo del georadar se mediante SolidWorks, ya que este programa dispone de una gran librería de materiales de madera, cosa que el NX Unigraphics no dispone. Como ya se comentó anteriormente, el modelado se basa en dos ensamblajes, la parte inferior de la caja y la superior.

En la figura 203 se puede ver el modelado de la parte inferior del prototipo del sistema georadar con su correspondiente BOM (Bill of Material – Lista de materiales), en la cual se puede ver que dimensiones y material se ha utilizado:

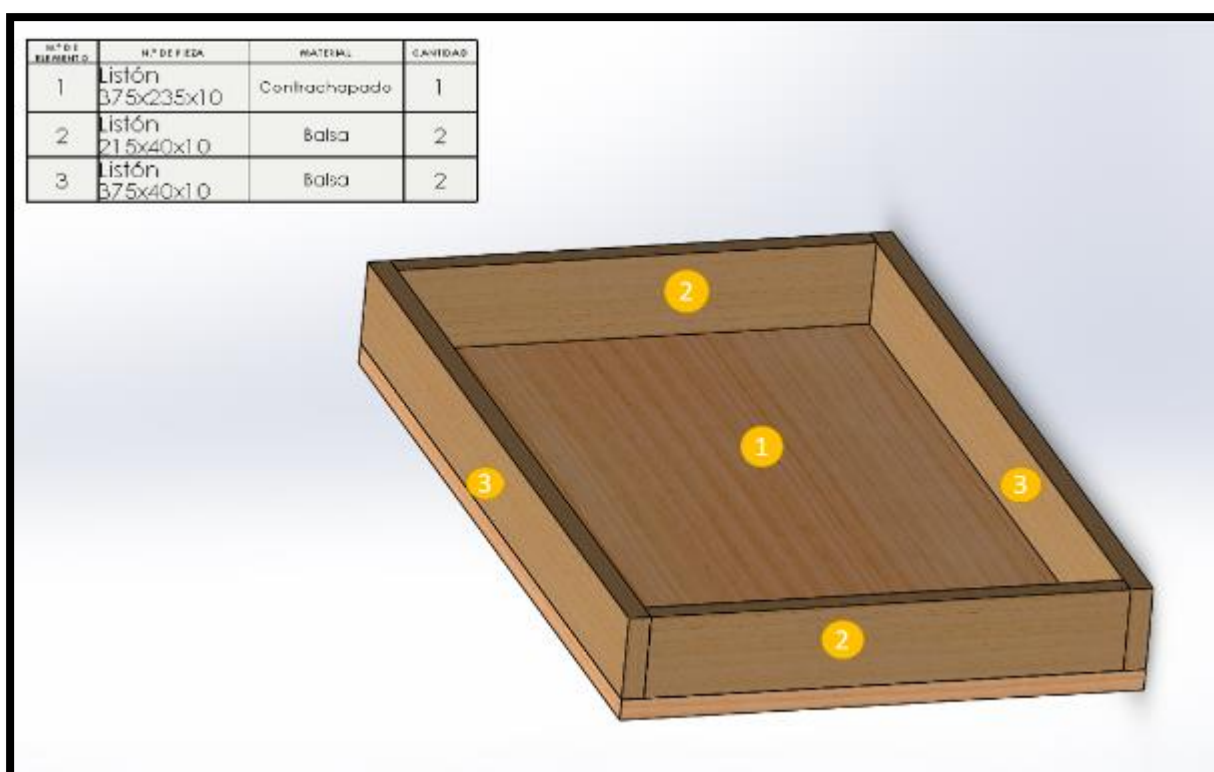


Figura 203. Partes y materiales de la parte inferior de la caja del prototipo del georadar.

Posteriormente, en la figura 204 se puede ver el modelado de la parte superior del prototipo del sistema georadar con su correspondiente BOM (Bill of Material – Lista de materiales) en la cual se puede ver que dimensiones y material se ha utilizado:

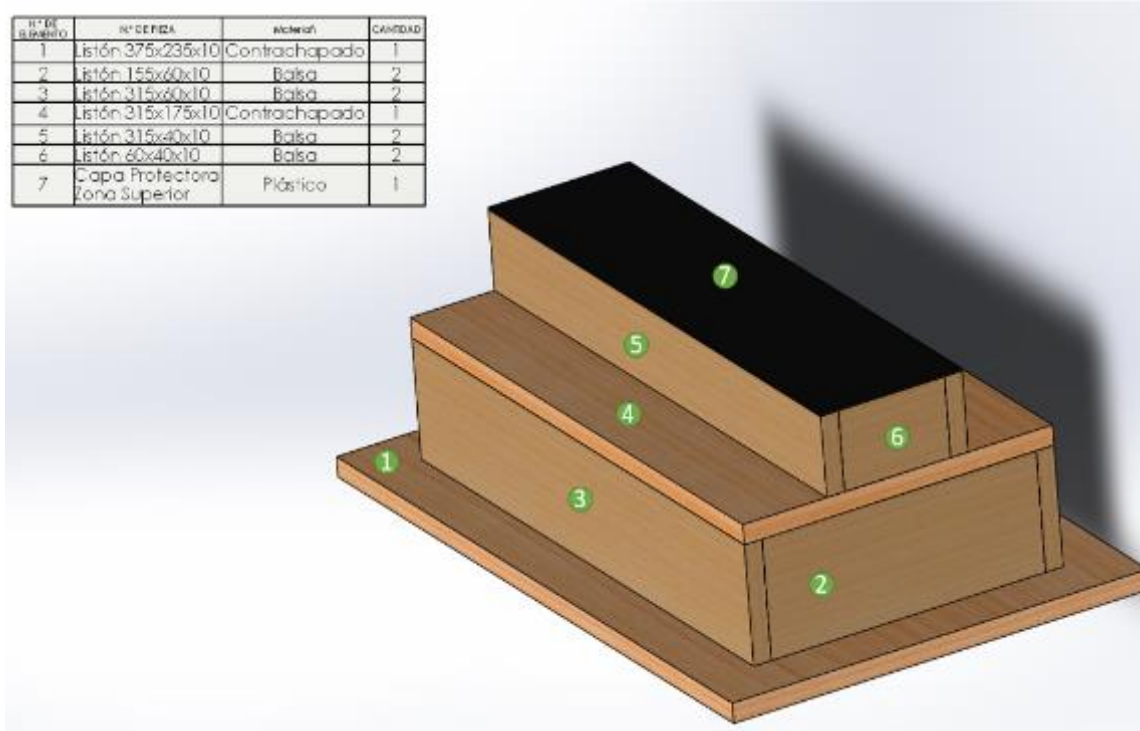


Figura 204. Partes y materiales de la parte superior de la caja del prototipo del georadar.

Una vez se ha realizado el modelado de la parte superior e inferior, se puede proceder a ensamblarlas mediante restricciones de tipo *contacto* y *alineación* entre las caras de contacto. El resultado del ensamblado es el siguiente:

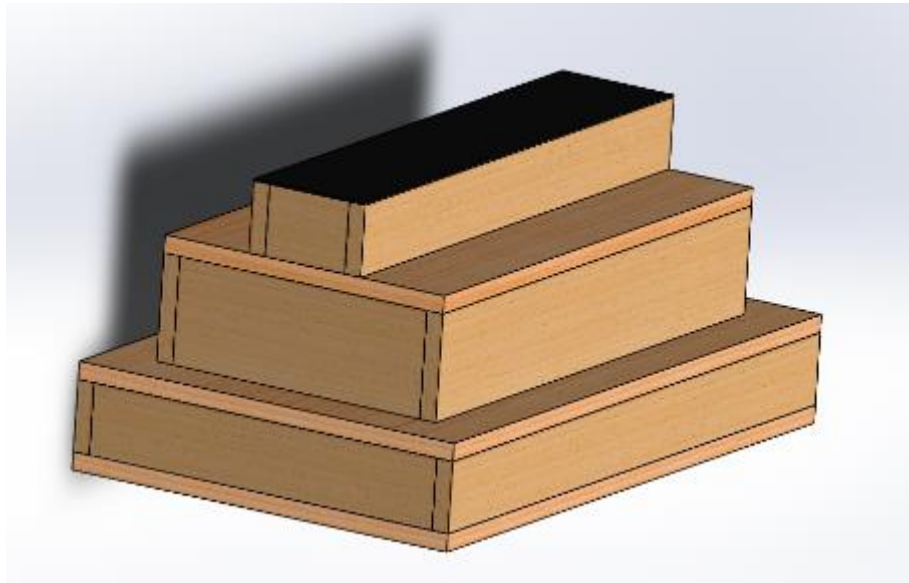


Figura 205. Ensamblaje de la parte inferior y superior del prototipo del georadar.

El último paso a realizar en este proceso de modelado del prototipo del sistema georadar es comprobar que el peso total de la caja no es demasiado elevado. El objetivo de esta caja es que sea resistente y poco peso, con el fin de ir aumentando el peso hasta el peso real del sistema georadar. Este aumento progresivo servirá para comprobar si nuestro dron hexacóptero es capaz de levantar todo el peso propio del dron más el generado por el sistema georadar.

Observando la figura 206 se puede comprobar que el peso total del prototipo es de 1322,42 kg. Por lo tanto, este modelado sería óptimo para nuestro dron hexacóptero.

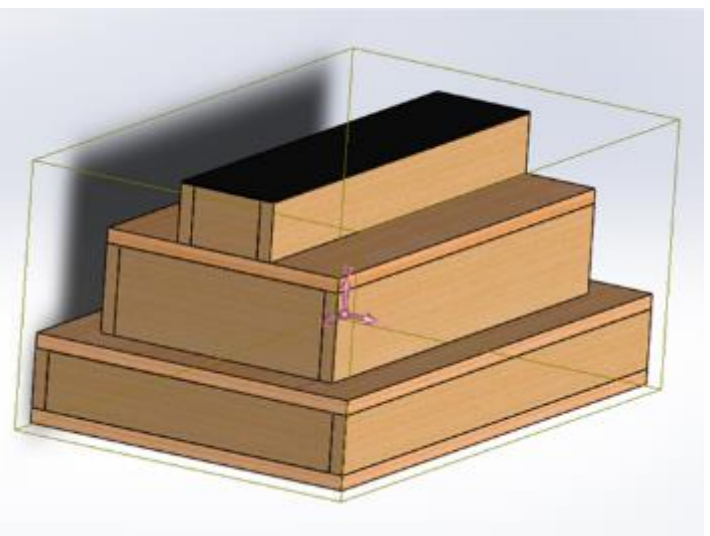
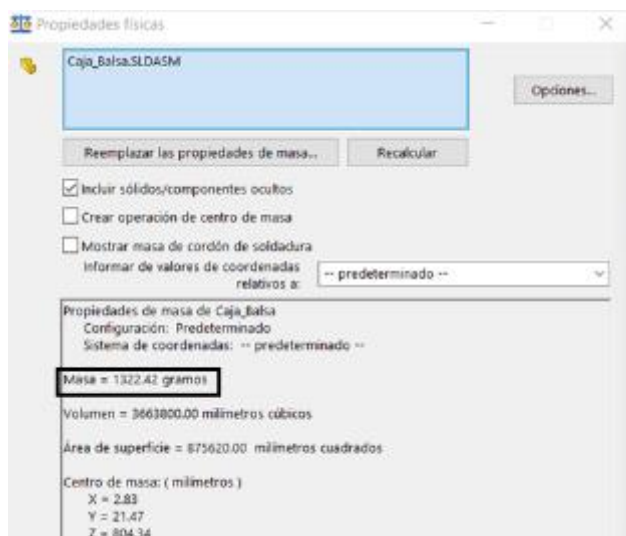


Figura 206. Peso del ensamblaje del prototipo del sistema georadar.

9.1.3. Modelado de la fijación del sistema georadar

Observando las zonas disponibles para poder fijar el sistema georadar, la única zona factible para realizar la fijación es sobre los ejes de 10 mm de diámetro que están situados en la parte inferior del chasis inferior del hexacóptero. Este tipo de fijación debe ser una estructura resistente que permita conectar el chasis del hexacóptero con el prototipo del sistema georadar mediante los ejes inferiores de 10 mm de diámetro. Para ello, una posible solución es acoplar una escuadra en forma de L, la cual disponga de orificios para poderla atornillar. Además, para fijar esta estructura con el eje una posibilidad es utilizar una pletina de acero que disponga de un orificio de 10 mm. Finalmente, estas estructuras se deben fijar mediante su correspondiente tornillería.

Para modelar estos componentes se cogió como referencia las dimensiones de productos de una tienda de bricolaje (Leroy Merlin). Basándose en sus dimensiones, el primer elemento a modelar es la escuadra nerviada. Para ello se ha realizado un croquis con el contorno del perfil y se ha realizado un barrido durante una trayectoria. Seguidamente, se realizó los vaciados correspondientes a los agujeros y colisos. El resultado de este modelado es el siguiente:

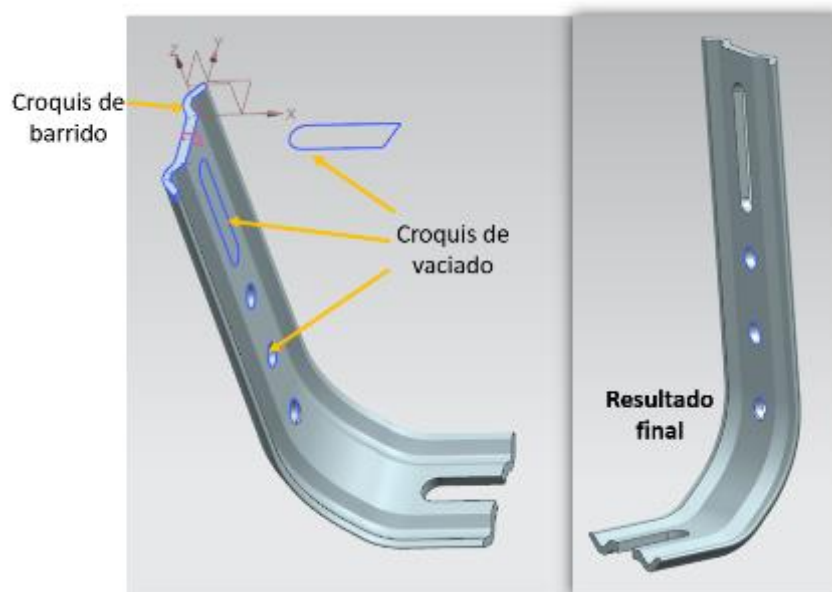


Figura 207. Modelado de las escruadas nerviadas.

El siguiente modelado a realizar es la pletina de acero con orificio de 10 mm, que también es denominada pletina de acero con orificio de buey de 10 mm. Para realizarla se debe crear un croquis del contorno de la pletina y realizar una extrusión del croquis.

Seguidamente, se debe hacer el vaciado para los orificios donde irán colocaran los tornillos. El resultado de este modelado es el visualizado en la figura 208:

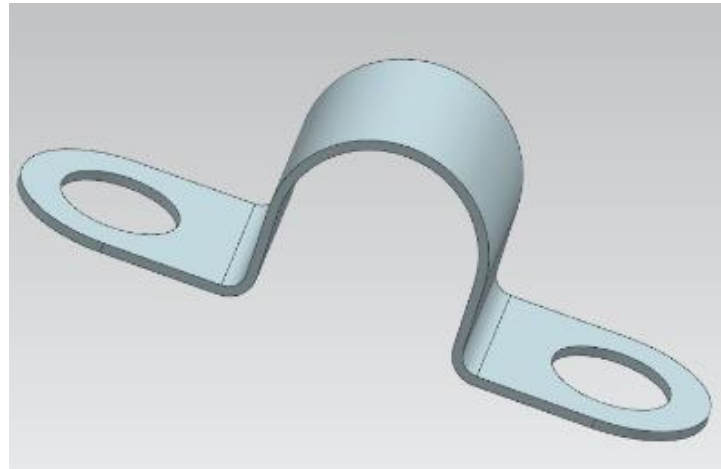


Figura 208. Modelado de las pletinas fijadoras.

Una vez se ha modelado todos los componentes, ya se puede ensamblar la fijación del sistema georadar.

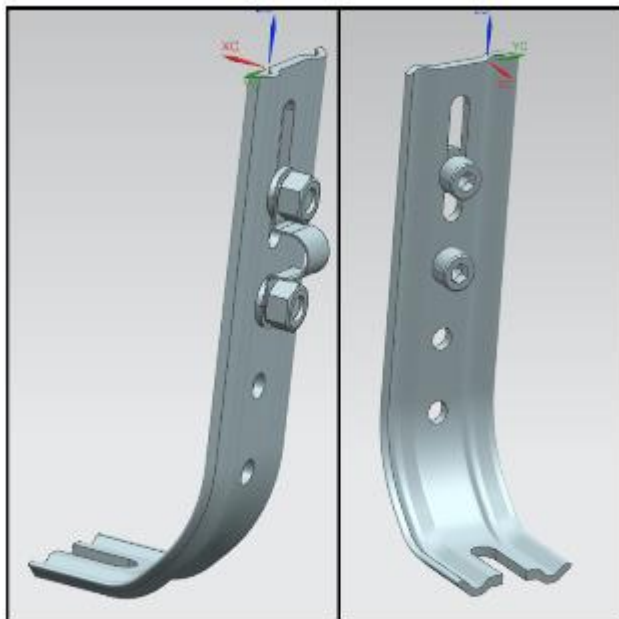


Figura 209. Ensamblaje de la fijación del georadar con el hexacóptero.

Cabe destacar que la tornillería (tornillos, arandelas, tuercas, etc) han sido descargadas de un portal de componentes CAD (www.tracepartsonline.net).

Para realizar el ensamblaje se deben utilizar restricciones de tipo *Concentricidad* entre los ejes de los orificios y restricciones de tipo *Contacto*. El resultado de este proceso es el visualizado en la figura 209:

Para finalizar, se debe acoplar este tipo de fijación al prototipo del sistema georadar y a los ejes del hexacóptero. Como en el caso anterior, se deben utilizar restricciones de tipo *Contacto* entre las superficies y concentricidad entre los ejes de los orificios. En la siguiente imagen se puede visualizar el ensamblaje del hexacóptero con la fijación del sistema georadar:

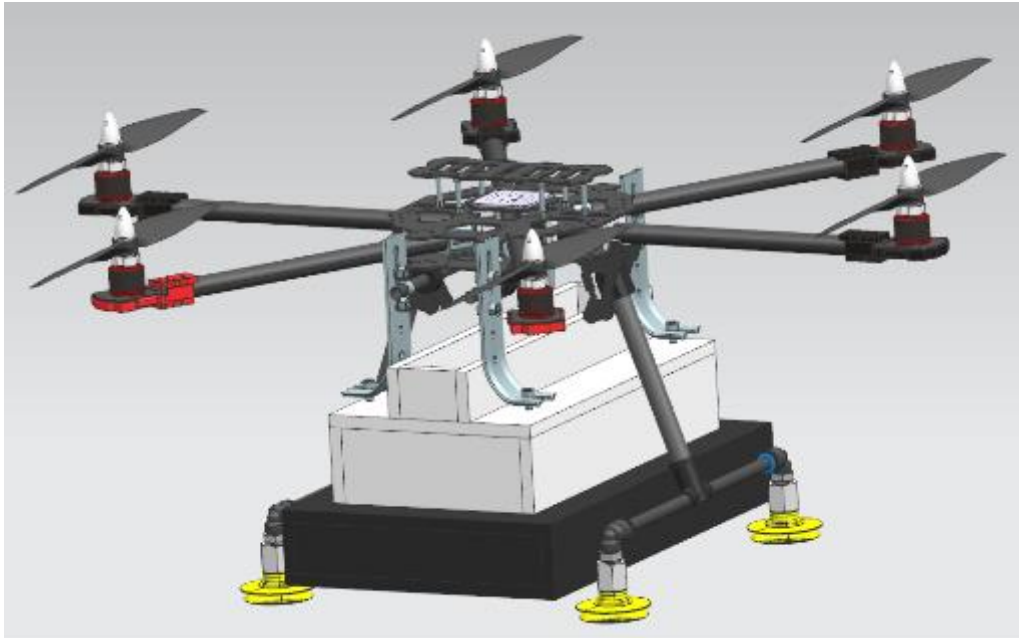


Figura 210. Ensamblaje del hexacóptero con el prototipo del sistema georadar.

Como se observa en la figura anterior, se han introducido un tipo de tren de aterrizaje diferente con el fin de elevar la altura total del hexacóptero. Esta modificación de la altura es debido a que el hexacóptero dispone de una distancia de 210 milímetros entre el chasis inferior y la superficie terrestre. Atendiendo a nuestra configuración esta altura es insuficiente, ya que el propio georadar tiene una altura total de 170 mm, la batería, que ira situada entre los ejes de 10 mm, tiene una altura de 45 cm. Además, el fabricante del georadar recomienda que el georadar trabaje a unos 20-30 milímetros sobre la superficie terrestre. Sumando todas estas alturas se obtiene una altura total de 245 mm. Por ese motivo, se debe elevar la altura del dron respecto a la superficie terrestre. Para ello, una posibilidad de diseño es utilizan una extensión o codo en forma de L y situarle una ventosa. El codo en 90° se trata de un racor neumático de 1/4". Por otro lado, la ventosa utilizada es una ventosa de 50 mm de diámetro con fijación de 1/4". Cabe destacar que los ficheros de estos componentes han sido obtenidos en plataformas CAD (www.tracepartsonline.net).

Otra posibilidad de diseño es crear una estructura semejante a esta mediante una impresión 3D.

Atendiendo a las características del sistema georadar, la zona de trabajo deber ser a unos 20-30 mm sobre el nivel del suelo. Por ese motivo, se ha situado la caja a 20 mm sobre la superficie.

Como se observa en la figura 211, entre la escuadra nerviada y el prototipo del sistema georadar hay un pequeño espacio de aproximadamente 10 mm.

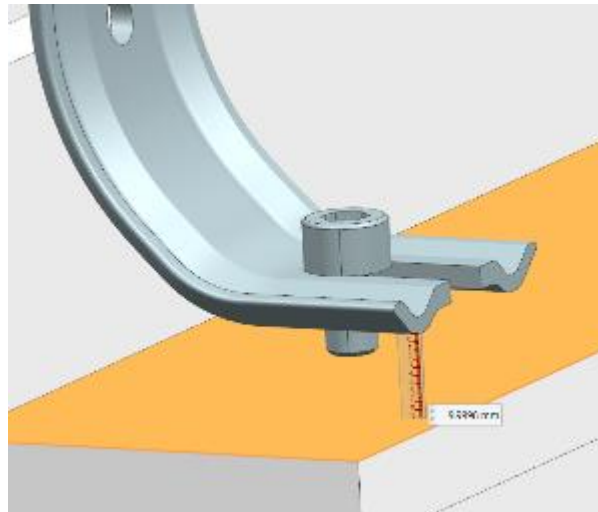


Figura 211. Espacio entre las escuadras nerviadas y el prototipo del sistema georadar.

Cabe destacar que el georadar MALÅ GX750 HDR solo dispone de una zona para fijarla con el hexacóptero. El georadar MALA dispone de unas manetas atornilladas en la zona superior a una distancia entre centros de 20 cm. Por ese motivo, se aprovecharan estos orificios y se modelará una placa que permita fijar el prototipo del sistema georadar con la pletina y, a su vez, fijar la escuadra con esta placa.

Para modelar la placa se ha utilizado un croquis de las dimensiones necesarias y seguidamente una extrusión. Las dimensiones a modelar son 300 x 35 x 10 mm. Además, se realizaron los agujeros donde iban fijadas las manetas y los agujeros donde se fijará la placa con las escuadras nerviadas. En la figura 212 se visualiza el resultado de este modelado:

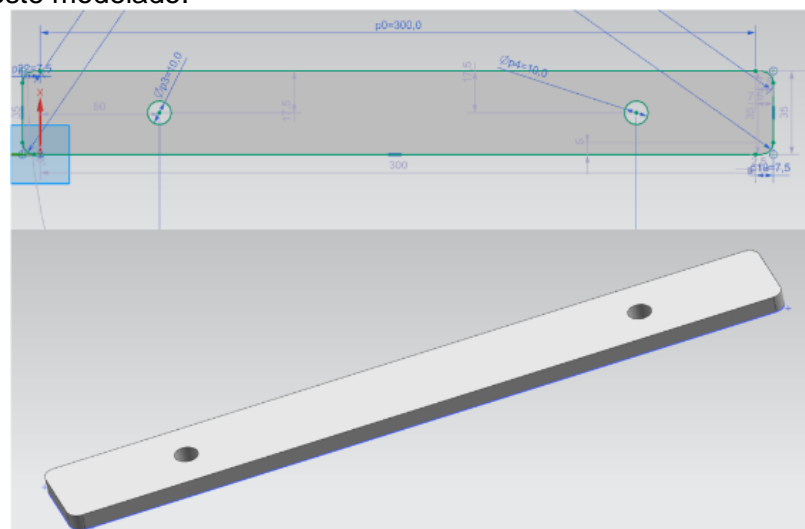


Figura 212. Modelado de la placa fijadora del georadar con el hexacóptero.

En la figura 213 se puede visualizar el proceso final del modelado del hexacóptero con el sistema georadar:



Figura 213. Ensamblaje final del hexacóptero con el sistema georadar.

9.2. MONTAJE DEL HEXACÓPTERO

En este apartado se detalla todo el proceso de ensamblaje del prototipo, desde la fase inicial hasta la final. El proceso de ensamblaje consta de las siguientes fases:

9.2.1. Identificación de los componentes

La caja donde se haya el hexacóptero dispone de todos los componentes y su correspondiente tornillería. En esta fase se realizó la comprobación de que todos los componentes no tuvieran desperfectos y, seguidamente, se separaron los componentes con el fin de tenerlos de una forma más accesible.

En la figura 214 se puede visualizar los componentes principales del hexacóptero:

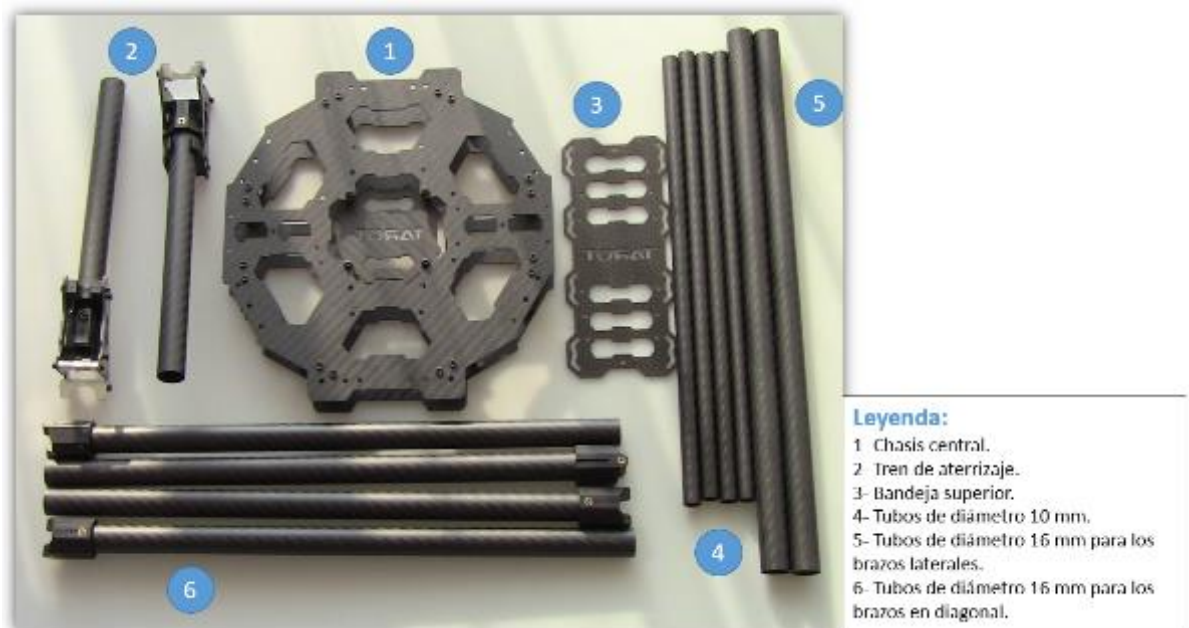


Figura 214. Componentes principales del hexacóptero.

Seguidamente, en la figura 215 se puede visualizar los soportes de los motores con su correspondiente tornillería.

Cabe destacar, que cada soporte de motor va con su correspondiente tornillería para poder acoplar correctamente las placas de refuerzo de fibra de carbono, donde irán acoplados los motores.



Figura 215. Soporte del motor y placa de fibra de carbono con su correspondiente tornillería.

Finalmente, los últimos componentes necesarios para el ensamblaje del hexacóptero son los visualizados en la figura 216 y en la figura 217:



Figura 216. Anclajes de los ejes de 10 mm y T para el tren de aterrizaje.



Figura 217. Anclajes para los brazos del hexacóptero.

9.2.2. Elección de las herramientas necesarias

Debido a que la mayoría de componentes se tienen que ensamblar mediante tornillos, bridas, pegamento, etc., atendiendo a estas necesidades, las herramientas y utensilios necesarios a utilizar son las que se pueden visualizar en la figura 218 y en la figura 219:



Figura 219 Herramientas necesarias para el montaje del hexacóptero.

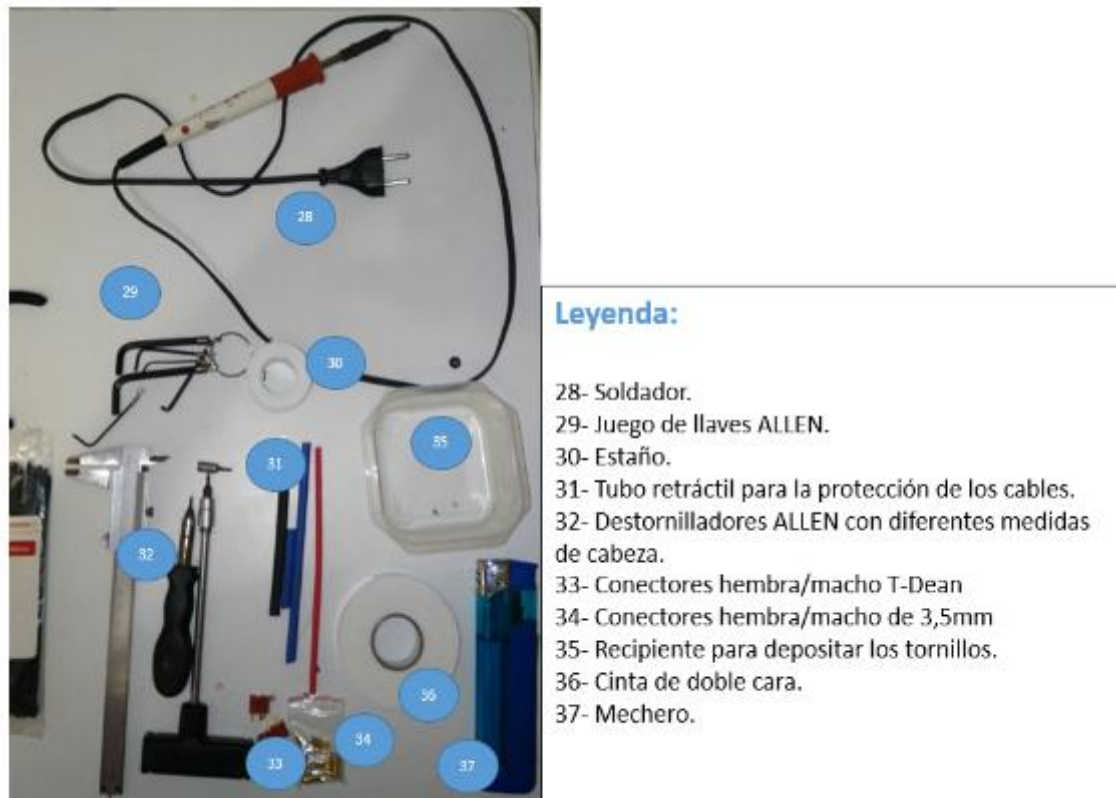


Figura 218. Herramientas necesarias para el montaje del hexacóptero.

9.2.3. Inicio del ensamblaje

Una vez identificados todos los componentes y disponer de las herramientas necesarias, se puede iniciar el ensamblaje del hexacóptero

9.2.3.1. Fijación de los anclajes de los brazos laterales

El primer paso a realizar es acoplar los anclajes donde se situaran las barras horizontales. Para ello se debe utilizar los anclajes en forma de puente y su correspondiente tornillería. Para esta operación se necesitan 8 anclajes en forma de puente, de los cuales dos se encuentran acoplados en las barras del tren de aterrizaje. Por lo tanto, se debe desatornillar los elementos mostrados en la figura 220 para colocarlos posteriormente en el chasis del hexacóptero.



Figura 220. Tornillos que deben ser extraídos.

Se debe colocar uno en la base de la zona inferior del chasis y otro en la zona superior. Los orificios donde se deben atornillar son los visualizados en la figura 221:

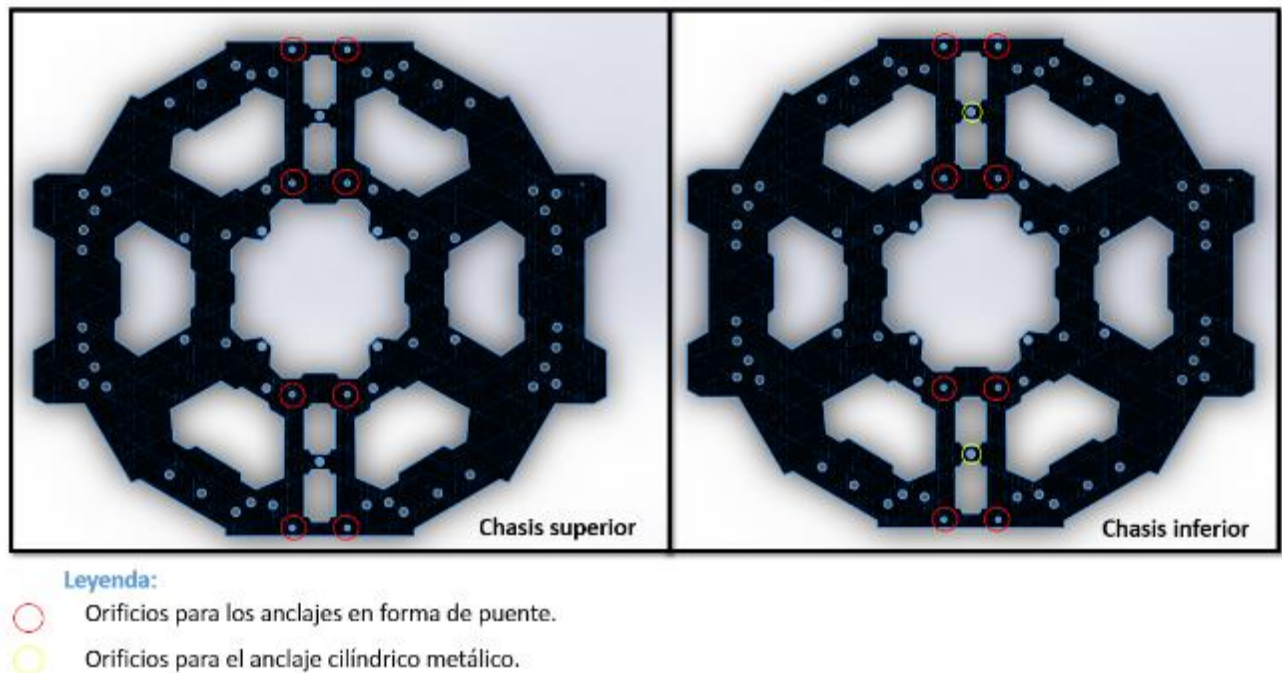


Figura 221. Distribución de los agujeros a utilizar para los anclajes en forma de puente y los cilíndricos metálicos.

Una vez acoplados en el chasis, debería quedar tal y como se visualiza en la figura 222:

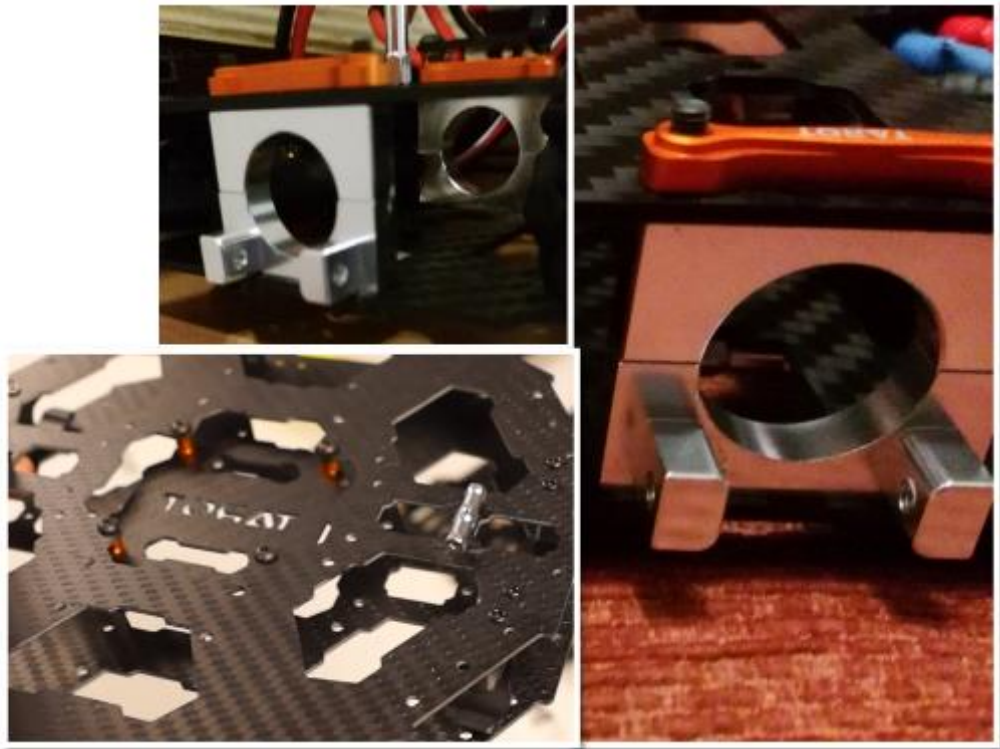


Figura 222. Ensamblaje de los anclajes de los brazos longitudinales.

9.2.3.2. Ensamblaje del tren de aterrizaje

Una vez ensamblado todos los anclajes necesarios para acoplar los brazos al chasis central, el siguiente paso es ensamblar el tren de aterrizaje. Para realizarlo se necesita los dos trenes de aterrizajes, las barras inferiores, conector en T y topes de goma, tal y como se muestra en la figura 223:



Figura 223. Componentes necesarios para el montaje del tren de aterrizaje.

El primer paso a realizar es unir los trenes de aterrizaje mediante una T de plástico. En ella se debe atornillar con la correspondiente tornillería los trenes de aterrizaje con las barras inferiores, las cuales irán en contacto con la superficie terrestre.

En la figura 224 se muestra el resultado final de este proceso:



Figura 224. Ensamblaje del tren de aterrizaje.

9.2.3.3. Fijación de los brazos laterales

El siguiente paso a realizar en el ensamblaje es colocar los brazos diagonales del dron. Para acoplar los brazos al chasis, se debe utilizar su tornillería correspondiente, tal y como se visualiza en la figura 225:



Figura 225. Brazo diagonal con su correspondiente tornillería.

Los brazos deben atornillarse en los orificios del chasis superior e inferior, marcados en la figura 226:

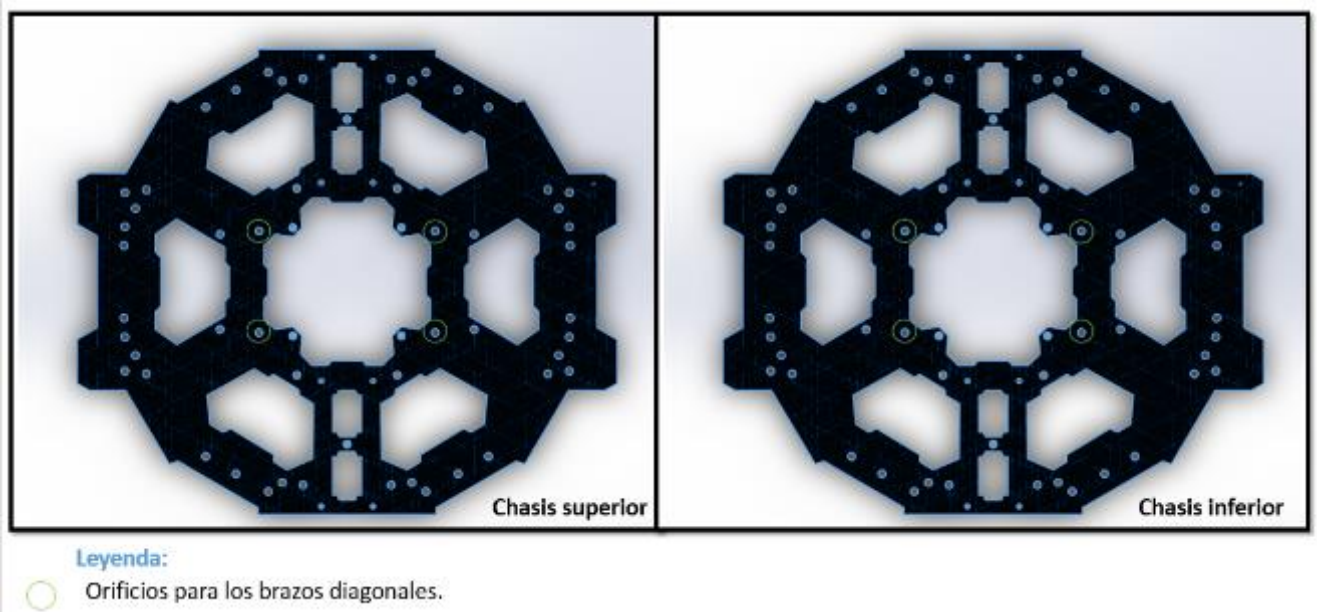


Figura 226. Distribución de los agujeros a utilizar para fijar los brazos diagonales.

Una vez acoplados estos brazos en el chasis, el resultado final de este proceso es el visualizado en la figura 227:



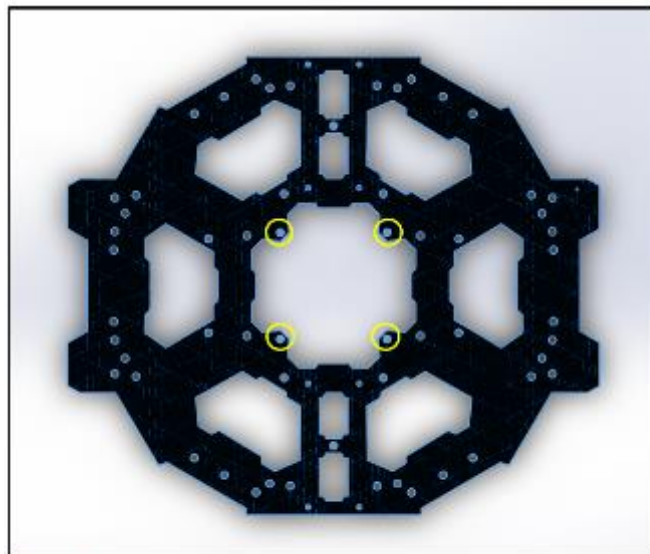
Figura 227. Ensamblaje de los brazos diagonales.

9.2.3.4. Modificación de la placa inferior del chasis.

La placa inferior situada entre el chasis superior e inferior se destinará para el anclaje de la PDB (Placa de distribución de potencia).

Inicialmente, se propuso de situar la placa inferior tal y como se mostraba en las instrucciones de montaje. Pero debido al reducido espacio que hay en el hexacóptero, en la situación inicial nos resultaba muy difícil realizar el conexionado de todos los elementos, ya que los cables son pasados por el interior de los brazos y seguidamente subidos por la zona central.

Por ese motivo, se subió la placa inferior y se situó por encima del chasis superior con el fin de facilitar la accesibilidad para el conexionado y desconexionado de los cables. En este caso, los agujeros para anclar esta placa son los visualizados en la figura 228:



Leyenda:

 Orificios para anclar la placa de la placa de distribución de potencia (PDB)

Figura 228. Distribución de los orificios para los anclajes de la PDB.

En la figura 229 se puede visualizar que la accesibilidad es mucha mayor que la situación inicial:



Figura 229. Accesibilidad para el conexionado en el chasis del hexacóptero.

9.2.3.5. Soldadura de los cables para los motores

El siguiente paso a realizar en el ensamblaje es realizar todo el conexionado desde el motor hasta la placa de distribución de potencia (PDB). Debido a que los tres cables que dispone cada motor son demasiados cortos respecto a la longitud total del brazo (285 mm) se debe conectar un cable adicional que conecte desde los extremos de los conectores del motor hasta el conexionado de las ESC (controladoras de los motores).

Para un hexacóptero, los cables adicionales que se deben elaborar son 18, 3 por cada motor. En la figura 230 se visualiza el conexionado de típico de un motor brushless:



- Alimentación negativa del motor (-).
- Alimentación positiva del motor (+).
- Señal del motor.

Figura 230. Identificación de los colores del cableado de los motores.

Por lo tanto, se deben elaborar 6 cables rojos para el conector rojo del motor, 6 cables negros para el conector negro del motor y 6 cables amarillos para el conector restante.

Para elaborar estos cables, se realizó la compra de un rollo de cable de 3,5 mm de diámetro por 6 metros de largo, con una temperatura máxima de 200°C.

Se elaboraron cables individuales de 30 cm cada uno, proporcionando en total una longitud de 540 cm.

Una vez se dispone de los cables individuales, se deben soldar un conector hembra de 3,5 mm en un extremo y conector macho en el otro extremo. El siguiente paso a realizar es situar el tubo retráctil con el objetivo de evitar posibles contactos e interferencias entre los cables.

Finalmente, el resultado de esta fase es el visualizado en la figura 231:



Figura 231. Cables para la conexión de los motores con las ESC.

Cabe destacar, que el conexionado azul es equivalente al conexionado amarillo ya que no se disponía de tubo retráctil de color amarillo.

9.2.3.6. Soldadura de los conectores T-Dean a los ESC

Después de realizar la soldadura de los cables de los motores con sus correspondientes conectores, el siguiente paso es soldar las conexiones en las ESC. La ESC dispone de conexionado en ambos extremos. En la figura 232 se visualiza este conexionado:



Figura 232. Identificación de los colores de los cables de las ESC.

Debido a que nuestra PDB dispone de conectores T-Dean, en uno de los extremos se debe soldar un conector macho T-Dean en cada ESC y en el otro extremo dos conectores hembra de 3,5 mm.

Cabe destacar que tanto en las ESC como en los conectores T-Dean se puede visualizar donde soldar el conector positivo y negativo.

Finalmente, después de realizar todos estos pasos, el resultado final se visualiza en la figura 233:



Figura 233. Soldadura de los conectores T-Dean en las ESC.

9.2.3.7. Soldadura de los conectores XT-90 a la batería y a la PDB.

La batería debe ser conectada en la PDB. La PDB instalada dispone de una toma de conexión del tipo T-Dean. Por ese motivo, se soldó un conector T-Dean en el extremo de la conexión de la batería. Cabe destacar que este conector se cambió en ambos componentes debido a que el conector T-Dean al ser conectado con su otro conector T-Dean produce chispas. Por ese motivo, ambos conectores fueron substituidos por un conector XT90 anti chispas, ya que este tipo de conector dispone de una resistencia interna para que al pasar la corriente, la resistencia absorbe los chispazos. En la figura 234 puede visualizarse esta conexión:

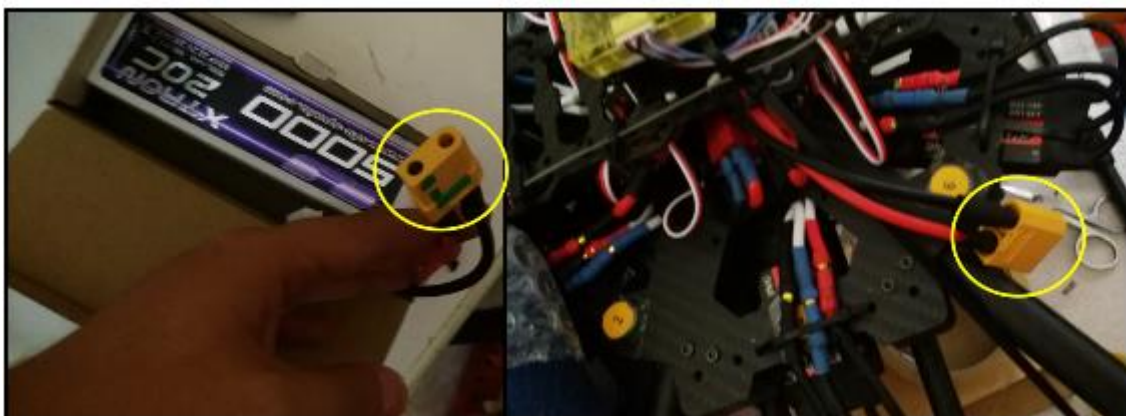


Figura 234. Conectores XT90 en la batería y en la PDB.

9.2.3.8. Fijación de las ESC

Una vez se dispone de todas las ESC con su correspondiente conexionado, el siguiente paso a realizar es situarlos en el chasis y fijarlo. Para ello, se necesitará bridas de 2,5 mm x 150 mm y cinta de doble cara.

La distribución para las ESC es la visualizada en la figura 235:

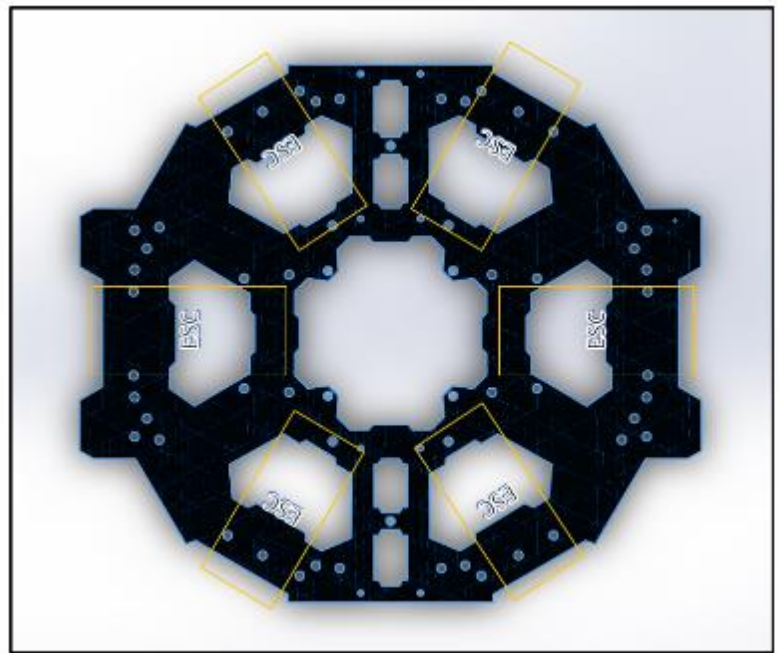


Figura 235. Distribución de la colocación de las ESC en el chasis del hexacóptero.

Cabe destacar que las ESC están situadas entre el chasis superior y el inferior. Además, son situados en el espacio libre entre los brazos del hexacóptero. Para ello, se ha tenido que eliminar el sistema de plegado del hexacóptero por falta de espacio para el ensamblaje de los diversos componentes.

El modo de fijación se basa en situar cinta de doble cara en la base del ESC para ser adherido al chasis inferior, tal y como se muestra en la figura 236:

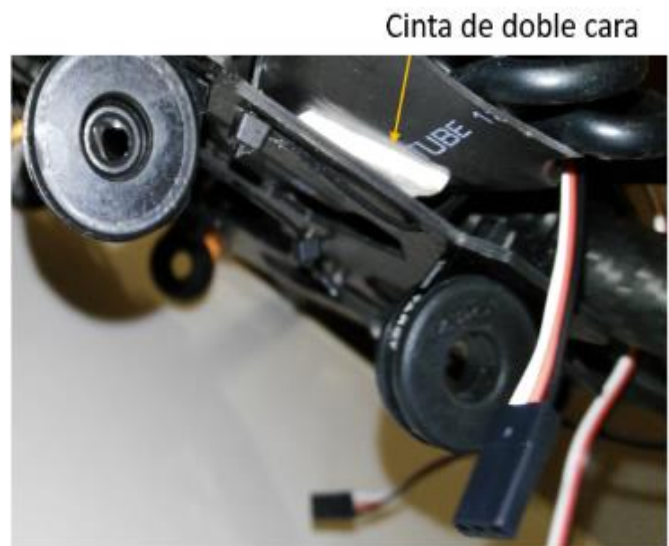


Figura 236. Cinta de doble cara para la fijación de las ESC.

Una vez se ha fijado el ESC al chasis inferior mediante cinta de doble cara, para asegurar que el ESC durante el vuelo no se despegue, se fijara la ESC a la parte inferior mediante bridas. Además, se colocó una brida en el chasis superior para que los cables no sufran mucho desplazamiento durante el vuelo. Este proceso se puede observar en la figura 237:



Figura 237. Fijación de las ESC en el chasis del hexacóptero.

9.2.3.9. Fijación de la placa de distribución de potencia (PDB)

Después de fijar todas las ESC en el chasis, el siguiente paso que se debe hacer es pasar todos los cables de las ESC que irán conectados a la PDB por la zona central, por los huecos entre la estructura central y el chasis.

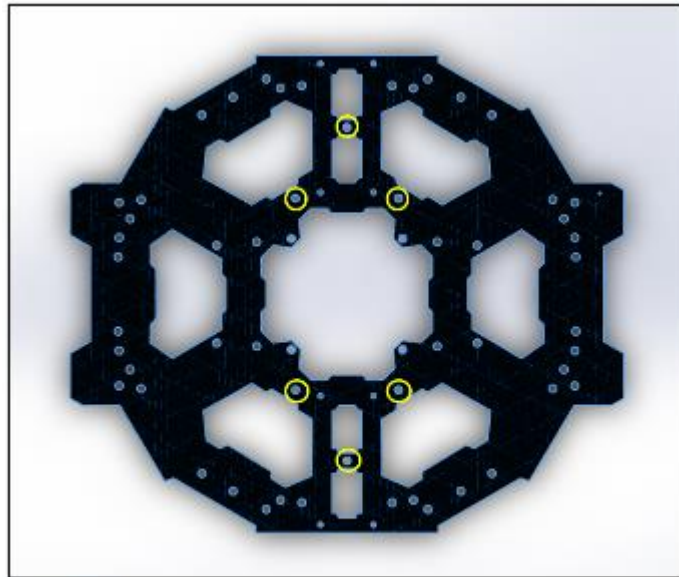
La placa de distribución de potencia debe colocarse en la zona superior de la estructura central. Esta placa se fijara mediante bridas, tal y como se muestra en la figura 238:



Figura 238. Fijación de la placa de distribución de potencia (PDB).

9.2.3.10. Fijación de la estructura superior

El siguiente paso del montaje del hexacóptero es la fijación de la estructura superior. Esta estructura protegerá la PDB para que no sufra ningún tipo de golpe. Los orificios a utilizar para esta estructura son los visualizados en la figura 239:



Leyenda:

○ Orificios para anclar la placa de la estructura superior.

Figura 239. Distribución de los agujeros a utilizar para la fijación de la estructura superior.

Una vez fijados en su correspondiente orificio, el resultado final de esta fase del ensamblaje es la siguiente:



Figura 240. Fijación de la estructura superior en el chasis del hexacóptero.

9.2.3.11. Fijación de la controladora de vuelo CC3D y el receptor del mando RC.

Una vez se ha fijado la estructura superior, se puede acoplar en ella la controladora de vuelo, que en este caso, se utilizará una controladora LibrePilot (CC3D). Para su montaje se dispone de una base anti vibración con topes de goma que su principal función es evitar que la controladora tenga vibraciones. Para su fijación se ha utilizado una cinta de doble cara con el objetivo de que la parte inferior de la base anti vibración y la estructura superior quede adherida. Para asegurar de que no sufre ningún tipo de movimiento o llegará a desprenderse, se han insertado unas bridas de plástico para que se quede fija en la posición deseada.

En la figura 241 se puede ver la base anti vibración adherida a la estructura superior:



Figura 241. Fijación de la base anti vibración de la controladora de vuelo.

Una vez fijada la placa anti vibración para la controladora CC3D, el siguiente paso a realizar es el acoplamiento de la controladora en la base anti vibración. Para su fijación, el material a utilizar es cinta de doble cara. En la figura 242 se puede visualizar la fijación de la controladora:

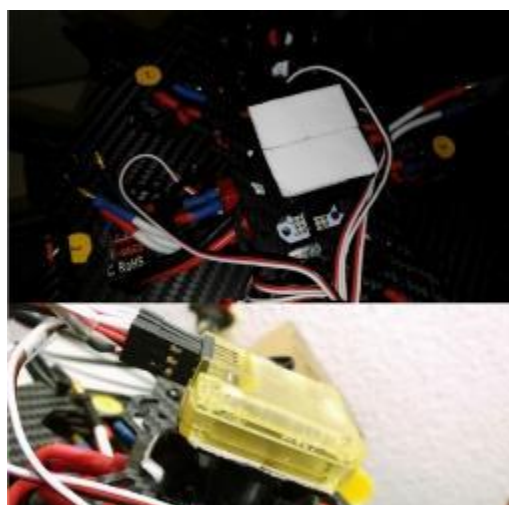


Figura 242. Fijación de la controladora de vuelo en la base anti vibración.

Finalmente, en la estructura superior también se fijó el receptor del mando radio control de la misma manera que se fijó la controladora de vuelo. En la figura 243 se puede visualizar esta fijación:



Figura 243. Fijación del receptor del RC.

9.2.3.12. Fijación de los motores a la placa de fibra de carbono

Una vez fijados los brazos laterales como los diagonales, el siguiente paso a realizar es la fijación de los motores en los brazos. Primeramente, se debe fijar el motor a la placa de carbono mediante su tornillería. Para asegurar la fijación se ha utilizado adhesivo antiroscante.

Cabe destacar que el motor debe fijarse por la parte inferior, donde van situados los cables, ya que el eje quedara por la parte inferior del soporte y en la parte superior del motor se podrá fijar el adaptador de las hélices. En la figura 244 se puede visualizar el acoplamiento de los motores en la placa de fibra de carbono:

El siguiente paso a realizar es el acoplamiento del adaptador de las hélices. Para ello se debe colocar el soporte de la hélice en la parte superior de los motores y fijarlos con su tornillería. Una vez se ha fijado, ya se puede introducir la hélice y ajustarla con el anclaje superior de los adaptadores de las hélices. El



Figura 244. Fijación del motor en la placa de fibra de carbono.

resultado final del acoplamiento de los adaptadores de las hélices a los motores es el siguiente:

Después de fijar los motores a la placa de fibra de carbono, se debe fijar la placa junto al motor en los soportes que irán acoplados en los brazos del hexacóptero. Como en el caso anterior, se le aplicará un adhesivo antiroscante para asegurar la fijación.

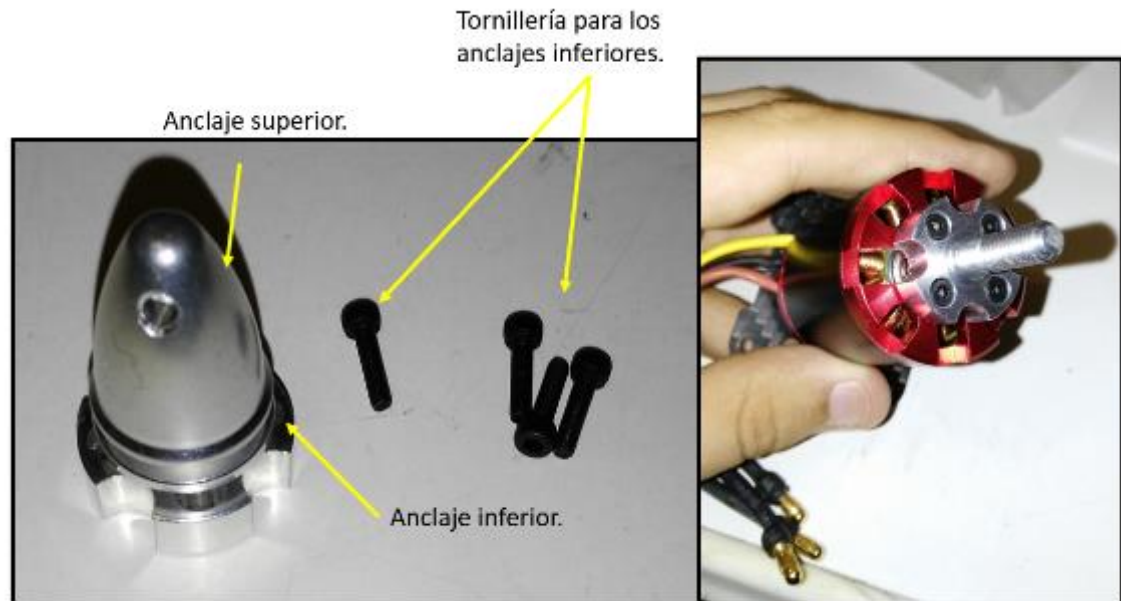


Figura 245. Fijación del adaptador de las hélices en el motor.

Cabe destacar que debido a que el eje queda por la parte inferior de la placa de fibra de carbono se ha modificado el soporte de los motores. La modificación consiste en limar las ranuras para que el eje del motor pueda ser introducido.

En la figura 246 se puede visualizar el resultado de esta fase:



Figura 246. Modificación del soporte del motor y ensamblaje del motor en su correspondiente soporte.

9.2.3.13. *Conexionado de los motores con los variadores de velocidad (ESC).*

Después de realizar toda la fijación de los soportes de los motores, el siguiente a realizar es el conexionado de los motores con las ESC. Atendiendo a las dimensiones y longitudes de los brazos y del cableado del motor, se realizaron cables individuales de 30 cm cada uno, tal y como se comentó anteriormente. Estos cables están identificados mediante el color utilizado en los variadores, es decir, rojo para la conexión positiva, negro para la negativa y azul para la señal de los motores. Una vez se han realizado estos pasos, se debe conectar cada cable con su extensión correspondiente. Seguidamente, se debe pasar los cables por la parte inferior del soporte de los motores para poderlos introducir a través del tubo. Finalmente, se deben fijar las extensiones del cable que se ha introducido por el tubo a los variadores de velocidad. En la figura 247 se puede visualizar este montaje:



Figura 247. *Conexionado de los motores con los variadores de velocidad.*

9.2.3.14. Señalización del sentido del giro en cada brazo del motor y ESC.

Para que todos los motores y cableados de cada uno estén bien identificados, se han enganchado etiquetas identificativas en los brazos y en los variadores de velocidad de los motores para saber el sentido de giro y de que motor se trata. En la figura 248 se puede visualizar esta señalización:



Figura 248. Señalización de los brazos y las ESC.

Además, el cable de señal que sale de la ESC y va conectado a la controladora de vuelo del hexacóptero también ha sido señalizado en el mismo orden que los motores.

9.2.3.15. Fijación de las hélices en los motores.

Para realizar la fijación de las hélices se debe tener en cuenta el sentido de giro de los motores. Se disponen de 3 hélices horarias y 3 hélices contra horarias. Para una correcta fijación de la hélice se debe acoplar un adaptador en la hélice. Una vez se ha acoplado este adaptador, se puede proceder a realizar el montaje de las hélices.

Cabe destacar que las hélices deben montarse en el momento que se realiza el vuelo, ya que para realizar la programación de la controladora y de los motores se deben desarmar las hélices.

En la figura 249 y 250 se puede observar el adaptador de las hélices y su correcta colocación en los motores:

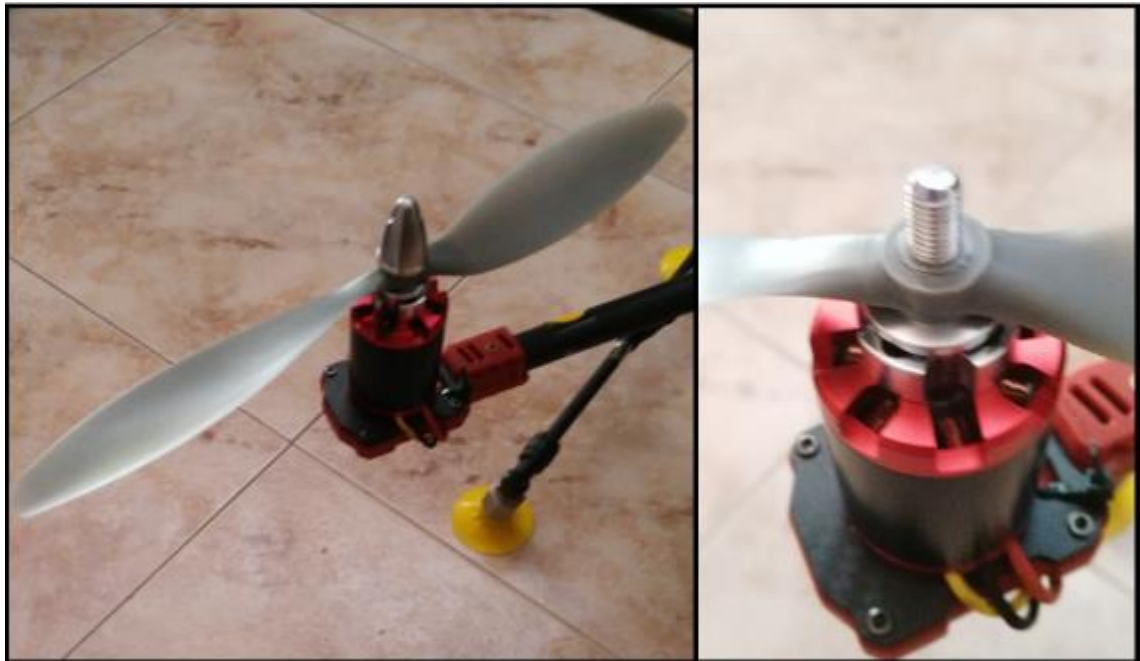


Figura 249. Fijación de las hélices en el hexacóptero.



Figura 250. Adaptador de las hélices.

9.3 CONSTRUCCIÓN Y MONTAJE DEL SISTEMA GEORADAR

Una vez se ha diseñado el prototipo en 3D, el siguiente paso a desarrollar es la construcción del prototipo del sistema georadar. Atendiendo a las dimensiones de los listones comentadas en el anterior punto, para realizar la caja inferior se necesita los siguientes listones de madera:

- 2 listones de balsa de 375x40x10 mm.
- 2 listones de balsa de 215x40x10 mm.
- 1 listón de contrachapado de 375 x 235 x 10 mm.

Por otro lado, para realizar la caja superior se necesita los siguientes listones de madera:

- 2 listones de balsa de 155 x 60 x 10 mm.
- 2 listones de balsa de 315 x 60 x 10 mm.
- 2 listones de balsa de 315 x 40 x 10 mm.
- 2 listones de balsa de 60 x 40 x 10 mm.
- 1 listón de contrachapado de 375 x 235 x 10 mm.
- 1 listón de contrachapado de 315 x 175 x 10 mm.
- 1 capa protectora de plástico de 315 x 80 x 1 mm.

Para realizar el prototipo del georadar, que consta de una caja a diferentes altura, se ha realizado mediante dos tipos de madera: balsa y contrachapado. De madera de contrachapado se han adquirido 1 unidad y de balsa 2 unidades. En la figura 251 se muestran los diferentes tipos de madera que se han utilizado para realizar el prototipo.

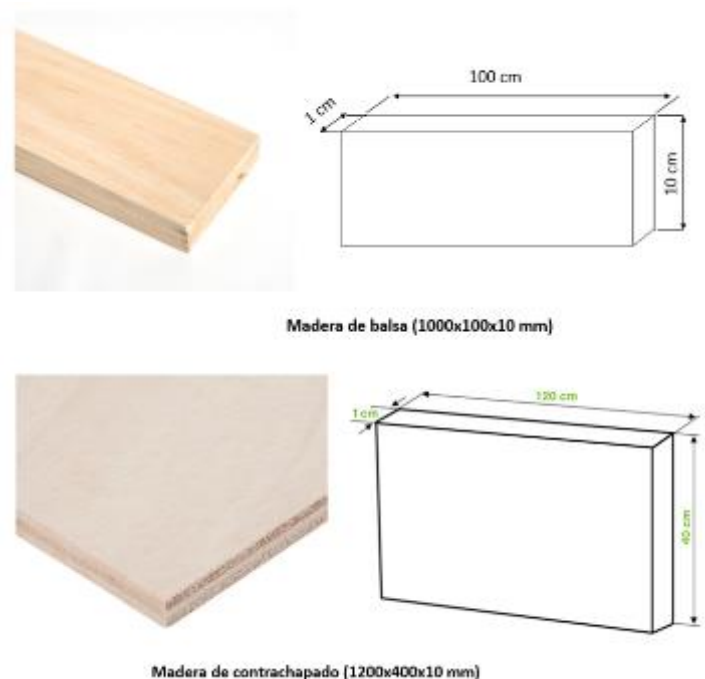


Figura 251. Tipos de madera a utilizar con su correspondiente dimensión.

Para realizar el prototipo del sistema georadar se han utilizado las siguientes herramientas, mostradas en las figuras 252:



Sargento



Sierra



Escuadra



Taladradora



Tornillería 2,5 x 20 mm



Destornillador de estrella de 2,5 mm



Cinta métrica



Pegamento para madera

Figura 252. Herramientas necesarias para el montaje del prototipo del sistema georadar.

Una vez se dispongan de todas las herramientas necesarias y atendiendo al croquis del modelado del prototipo del georadar, se puede iniciar la fase de construcción del prototipo.

Primeramente, la primera fase a realizar es el ensamblaje de la zona inferior del prototipo, que consta de 5 listones de madera, tal y como se detalló anteriormente. Para ello hay que medir los listones de balsa y delimitar la zona de corte. Debido a que el listón de balsa es de una longitud considerable y es fácil de cortar y marcar, por seguridad se situó un trozo de cartón encima para ser acollado a la mesa de trabajo mediante un sargento. Esta fijación se puede observar en la figura 253:



Figura 253. Fijación de los sargentos a la mesa de trabajo.

Después de este paso, los listones que se han obtenido son los visualizados en la figura 254:

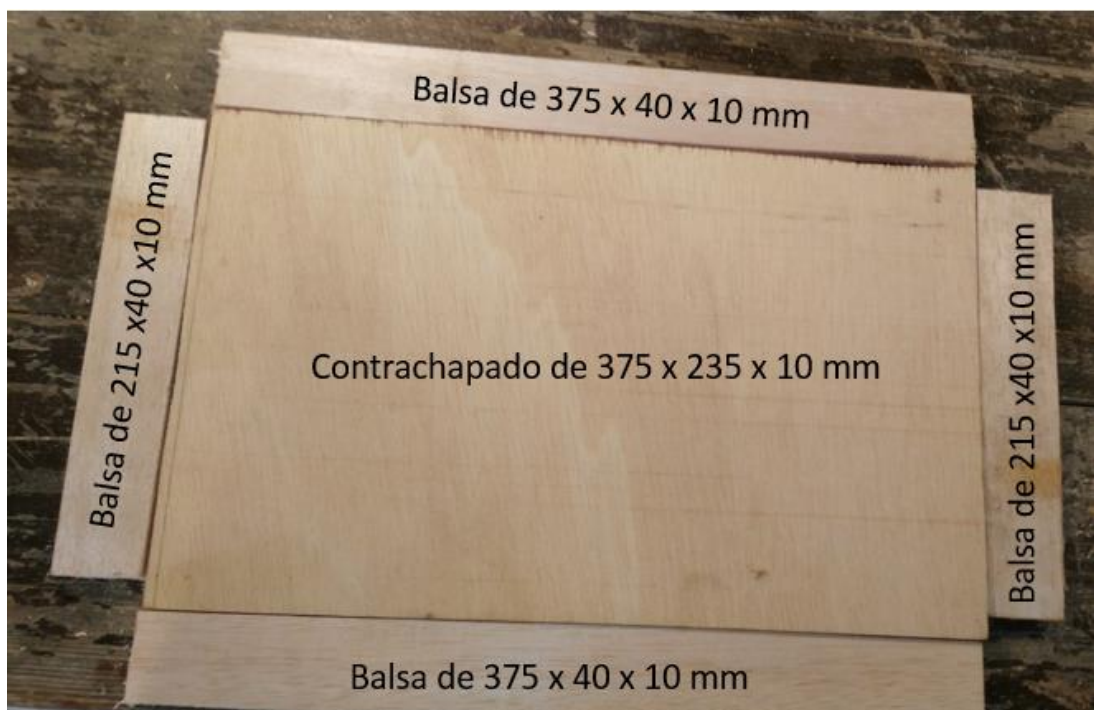
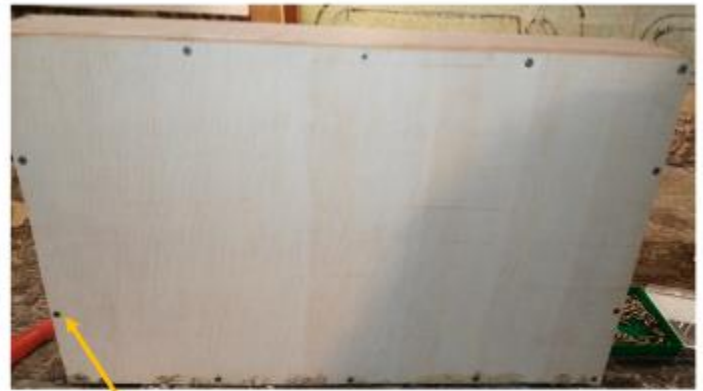


Figura 254. Listones elaborados para la construcción de la parte inferior del prototipo del georadar.

Una vez se cortaron todas las maderas se puede iniciar el ensamblaje de la parte inferior. Para ello, primeramente se fijará mediante pegamento para maderas y seguidamente se atornillará con tornillos de 2,5 mm x 20 mm. Después de fijarse todos los listones, el proceso final debe quedar tal y como se visualiza en las figuras 255 y 256:



Pegamento para fijar los dos listones



Tornillos para la fijación de los listones de balsa con el contrachapado

Figura 255. Fijación de los listones de balsa con el de contrachapado.



Figura 256. Ensamblaje de la parte inferior del prototipo del sistema georadar.

El siguiente paso es realizar la zona superior del prototipo. El procedimiento de fabricación es el mismo, se debe fijar con pegamento y luego fijar con tornillería. La peculiaridad de esta fase es que dispone de dos niveles a diferentes alturas. El primer nivel consta de 2 listones de balsa de 155 x 60 x 10 mm y dos listones de 315 x 60 x 10 mm, formando un rectángulo donde la distancia entre la pared y los extremos son 30 mm y fijada a un listón de contrachapado de 375 x 235 x 10 mm, tal y como se muestra en la figura 257:



Figura 257. Distancia entre el segundo nivel y el primer nivel del prototipo del georadar.

Atendiendo a estas distancias y una vez fijadas en el listón de contrachapado, el resultado debe quedar tal y como se observa en la figura 258:



Figura 258. Fijación de la parte superior del prototipo del sistema georadar.

Por consiguiente, el siguiente paso a realizar es la fijación de un listón de contrachapado en la zona superior del primer nivel, donde más tarde se fijará el segundo nivel.

Para la fijación del segundo nivel se debe realizar los mismos pasos que en el primer nivel, pero en este caso las distancias entre la pared y el extremo es la visualizada en la figura 259:



Figura 259. Distancia entre el segundo nivel y el tercer nivel del prototipo del georadar.

Atendiendo a estas distancias y una vez fijadas en el listón de contrachapado, el resultado debe quedar tal y como se observa en la figura 260:



Figura 260. Ensamblaje de la parte superior del prototipo del georadar.

Finalmente, el último paso a realizar es la fijación de la zona superior del prototipo con la zona inferior del prototipo. Para ello se utilizarán dos bisagras situadas en los listones de mayor longitud con el objetivo de poder depositar cosas en el interior y aumentar el peso del georadar.

En la figura 261 se visualiza el resultado del ensamblaje del prototipo del georadar realizado con listones de balsa y contrachapado:



Figura 261. Ensamblaje de la parte inferior con la parte superior del prototipo del sistema georadar.

Finalmente, el último paso a realizar es realizar el cierre de las dos partes con la finalidad de que cuando el dron esté volando, el prototipo no se abra. Para ello se ha utilizado argollas y candados de 20 mm de diámetro para asegurar la fijación. En la figura 262 se puede visualizar la fijación del prototipo del sistema georadar:



Figura 262. Cierre del prototipo georadar.

9.4 FIJACIÓN DEL GEORADAR CON EL HEXACÓPTERO

En esta fase del ensamblaje se detallará como se fijará el sistema georadar con el hexacóptero. Primero de todo, se debe identificar la zona donde se colocará la fijación. Debido al poco espacio que se dispone en el chasis del dron, la opción más factible en fijar el georadar con el hexacóptero situando una fijación en los ejes de 10 mm que dispone el hexacóptero, tal y como se visualiza en la figura 263:

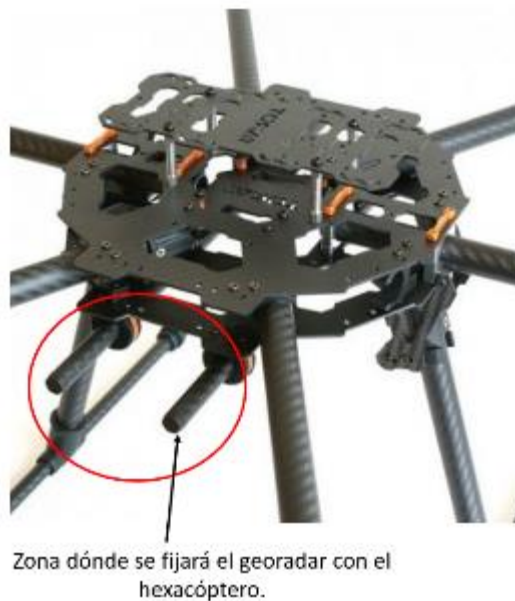


Figura 263. Ubicación de la fijación del prototipo del sistema georadar.

Observando la zona disponible para acoplar el georadar con los tubos de 10 mm situados en el chasis inferior del dron, se debe añadir un tipo de fijación que se pueda fijar en el eje y que no sufra ningún tipo de desplazamiento ni rotación.

Por otra parte, el georadar MALÅ GX750 HDR solo dispone de una zona para fijarla con el hexacóptero. El georadar MALA dispone de unas manetas atornilladas en la zona superior a una distancia entre centros de 20 cm. En la figura 264 se puede observar la zona donde están colocadas las manetas:



Figura 264. Manetas del sistema georadar MALA GX750 HDR.

Por lo tanto, tal y como se diseñó en el 3D del dron, se debe acoplar una placa en ese espacio de 10 mm. Esta placa permitirá fijar el prototipo del georadar con esta placa, y a su vez, la escuadra nerviada con la placa.

Para acoplar el sistema georadar con los ejes de 10 mm situados en el hexacóptero, se utilizarán los siguientes componentes, visualizados en la figura 265:



Figura 265. Componentes necesarios para elaborar la fijación del prototipo del georadar con el hexacóptero..

Con los componentes visualizados en la figura 268, se debe iniciar la fijación del hexacóptero con el georadar. Primeramente, se debe realizar un estudio a partir del prototipo del georadar y el dron para saber que orificios de la escuadra nerviada se deben utilizar. En la figura 266 se observa los orificios utilizados para realizar la fijación.

Una vez seleccionados los agujeros para la fijación, se debe colocar la pletina por la parte trasera y fijarla con su correspondiente tornillería. Para asegurar que la estructura no sufre ningún tipo de desplazamiento ni rotación



Figura 266. Orificios para los anclajes de la pletina de acero

se acopla una arandela y una tuerca. El proceso final de esta estructura es el visualizado en la figura 267:



Figura 267. Fijación de la arandela con la escuadra nerviada.

Después de tener la fijación lista, el siguiente paso a realizar es insertarlo en los ejes del hexacóptero. Una vez insertados en los ejes se observa que los agujeros de las escuadras nerviadas con los agujeros de las manetas no están alineados. En la figura 268 se puede visualizar la colocación de las escuadras en los ejes de 10 mm:

Observando el diseño 3D, se puede observar que entre la parte más baja de la escuadra nerviada y la superficie de contacto más cercana del georadar hay una distancia de unos 10 mm. Por ese motivo, se realizará una placa agujereada de 10 mm para poder fijar el georadar y las escuadras nerviadas.



Figura 268. Fijación de las estructuras nerviadas en los ejes del hexacóptero.

Para realizar esta placa se ha optado por utilizar contrachapado ya que proporcionó una gran resistencia y tiene un coste bajo. Estas placas se colocaran en el espacio libre que dispone el sistema georadar, tal y como se muestra en la figura 269:

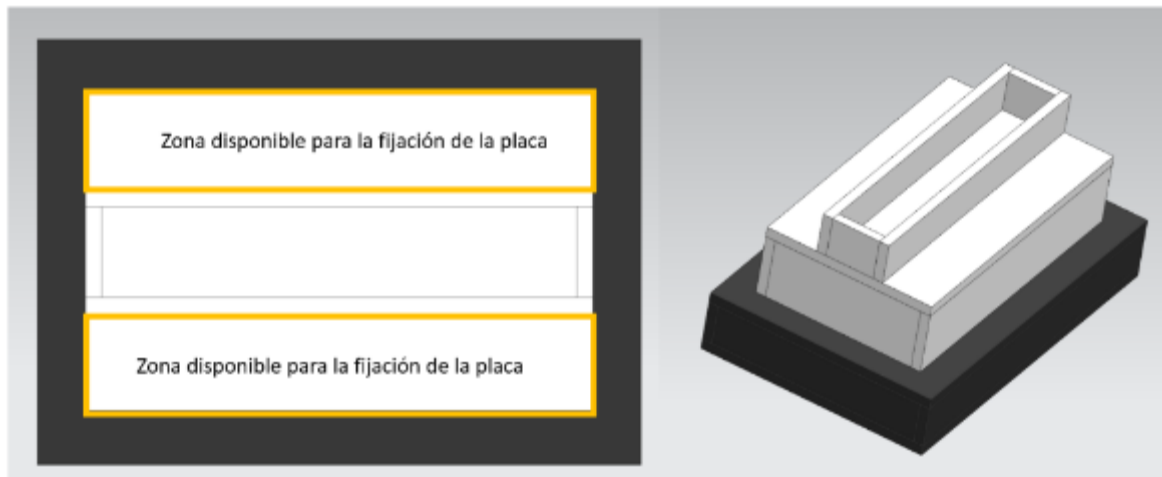


Figura 269. Zona disponible para la fijación de la placa del prototipo del georadar.

El objetivo es aprovechar los agujeros, separados a una distancia de 200 mm, de las manetas del georadar para fijar esta placa. Posteriormente, las escuadras irán fijadas en esta placa de madera con su correspondiente tornillería. Para realizar las placas se han realizado con la misma longitud que la del prototipo del sistema georadar y 5 mm más estrechas por ambos lados. Para asegurar que el centraje sea correcto, se han dibujado los puntos donde se debe taladrar y sus correspondientes ejes, tal y como se muestra en la figura 270:



Figura 270. Ubicación de los taladros a realizar en la placa del prototipo del georadar.

Una vez se han obtenido las placas, se deben fijar al prototipo mediante su tornillería. Para ello, se utilizarán dos tornillos de madera de cabeza ancha y de una longitud de 20 mm (25x20) por cada listón de madera. En la figura 271 se puede observar la fijación de las placas en el prototipo georadar:



Figura 271. Fijación de la placa en el prototipo del sistema georadar.

Posteriormente, se han introducido las escuadras nerviadas en los ejes de 10 mm para poderlas fijar al listón de madera. Para su fijación se han utilizado tornillos de cabeza ancha (Diámetro 35mm) y de una longitud igual al espesor de la madera (10 mm). Para asegurar la fijación se ha aplicado un adhesivo antiroscante y una arandela. En la figura 272 se puede visualizar el montaje de las escuadras nerviadas con el prototipo del sistema georadar:



Figura 272. Fijación de las escuadras en el prototipo.

Finalmente, para asegurar que el prototipo no sufre ningún desperfecto en las esquinas, se le ha fijado un protector de goma EVA. En la figura 273 se puede visualizar este proceso:



Figura 273. Protección de goma EVA para las esquinas del prototipo del georadar.

9.5 MODIFICACIÓN DEL TREN DE ATERRIZAJE DEL GEORADAR

Tal y como se mencionó anteriormente, el hexacóptero dispone de una distancia de 210 milímetros entre el chasis inferior y la superficie terrestre. Y nuestra altura requerida es de 245 mm. Por ese motivo debe realizarse una modificación en el tren de aterrizaje para elevar la altura total del dron.

Para realizar esta elevación del dron, primeramente, se hizo un estudio para ver que opción era más factible. Una opción que se pensó fue realizar una estructura en forma de L mediante una impresora 3D. En la figura 274 se visualiza el prototipo que se realizó para elevar el hexacóptero:

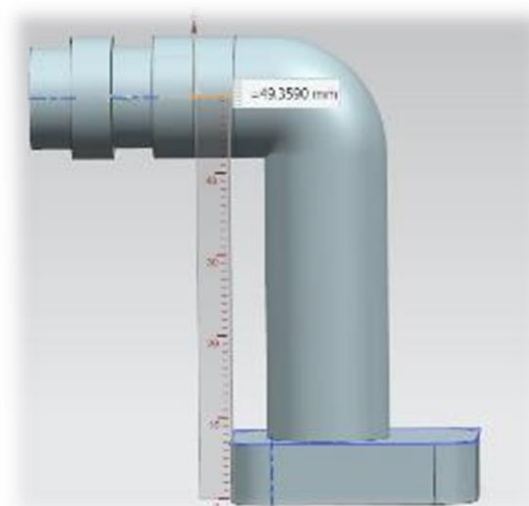


Figura 274. Primera opción de diseño para la elevación del hexacóptero.

Esta opción se pensó realizar en la Universidad Politécnica de Catalunya, concretamente, en la facultad de Barcelona (ETSEIB). Esta opción se descartó ya que cada unidad impresa tenía un coste de 5,47€, es decir, para cuatro unidades impresas el coste total era 21,88€.

La alternativa a esta opción fue gracias a la empresa Bilsing Automation Ibérica, dónde un trabajador de esa empresa (Cristian Serrano) pensó en utilizar sus productos en nuestro proyecto. La alternativa consiste en utilizar un racor neumático en forma de L de la empresa FESTO para tubo de 10 mm con rosca de ¼ macho. Seguidamente, a este racor se le aplicará una ventosa Bilsing de 50 mm de diámetro con rosca de ¼ hembra.

El precio unitario de las ventosas es de 3,87€. En la figura 275 se puede visualizar esta opción:



Figura 275. Opción definitiva para la elevación del hexacóptero.

Finalmente, se optó por utilizar los racores de la empresa FESTO acoplándoles una ventosa Bilsing. Estos elementos se fijan mediante sus roscas y para asegurar la perpendicularidad entre el eje vertical de la ventosa y el tubo de fibra de carbonó, se le ha aplicado un adhesivo (LOCTITE) para asegurar que se queda en la posición deseada.

Para realizar la fijación se han utilizado dos tipos de adhesivos instantáneos: Loctite y adhesivo Uhu. En las zonas donde se debía fijar con más rigidez se utilizó el adhesivo Loctite ya que es un tipo de pegamento bastante adherente en cualquier superficie. En zonas de menos adhesión, como por ejemplo, la parte superior del racor, se utilizó el pegamento Uhu, tal y como se muestra en la figura 276:

Adhesivo Uhu: para fijar la zona rotatoria del racor para que el brazo no disponga de ningún tipo de rotación.



Figura 276. Adhesivos para la fijación de los racores con las ventosas Bilsing.

Finalmente, una vez se han fijado mediante su correspondiente adhesivo, el resultado de esta fase es el visualizado en la figura 277:



Figura 277. Ensamblaje de los racores con las ventosas en el hexacóptero.

9.6 CÁLCULO DE LOS PESOS A APLICAR EN EL PROTOTIPO GEORADAR

Una vez se ha realizado el prototipo del georadar, se debe realizar un cálculo del peso total que se debe aplicar. Observando la ficha técnica del ANEXO G, el peso total que debe de tener el prototipo es 3,6 Kg.

El primer paso es pesar el peso total del prototipo georadar. Observando la figura 278, se observa que el peso del prototipo es de aproximadamente 1800 gramos:

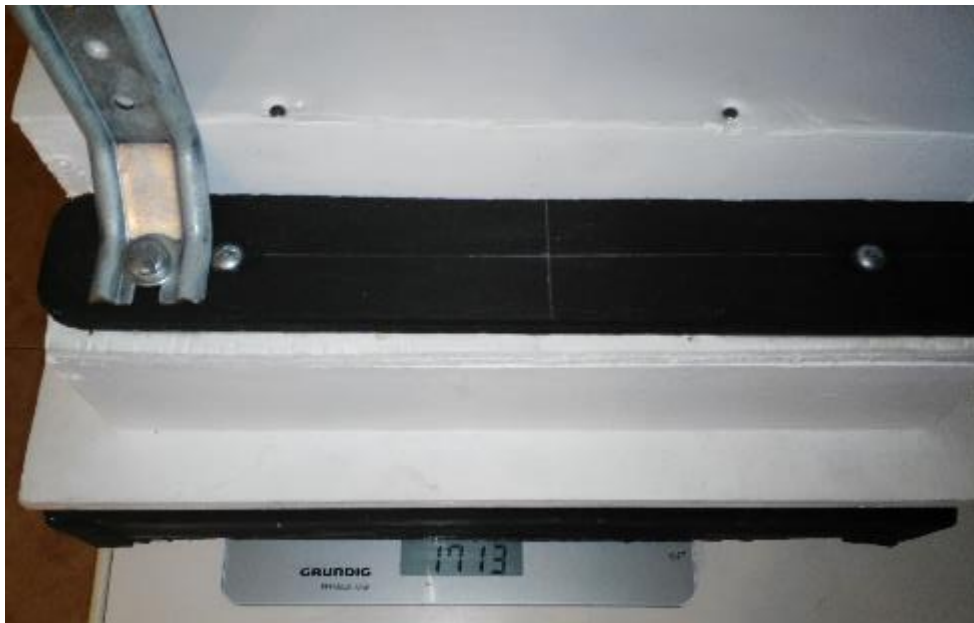


Figura 278. Peso del prototipo sin el peso aplicado.

Por lo tanto, el peso que se añadirá de manera progresiva es 1800 gramos. Para ello, se han realizado diferentes bloques de 210 x 297 mm. Finalmente, se han creado los siguientes bloques, visualizados en la figura 279:

- 6 bloques de 250 g.
- 2 bloques de 150 g.

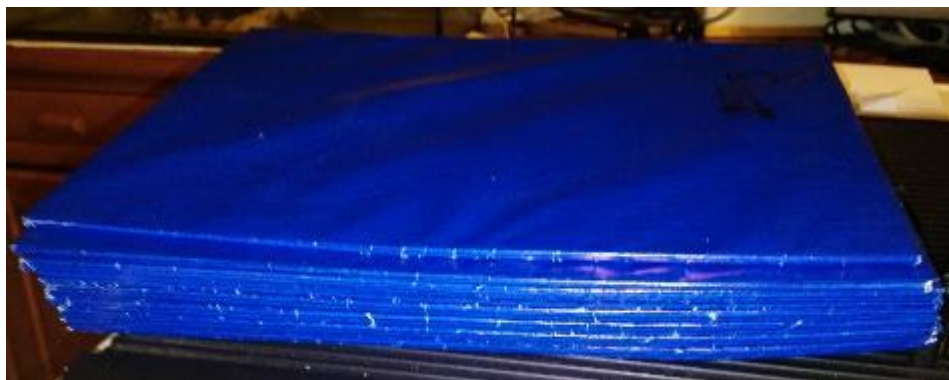


Figura 279. Bloques de peso para aplicar al prototipo del georadar.

Como se puede observar en la figura 280, el peso total con los bloques de peso es:



Figura 280. Peso total con los bloques de peso.

10. DISEÑO ELECTRÓNICO

10.1. INTRODUCCIÓN

Para un buen funcionamiento de cualquier dispositivo, se debe diseñar una parte electrónica. En este proyecto, el diseño electrónico se centra en: diseño del hardware y diseño del software.

Primeramente, se debe conocer que es el hardware y el software. Hardware es el conjunto de elementos físicos o materiales que constituyen una computadora o un sistema informático. En cambio, el software es el conjunto de programas y rutinas que permiten a la computadora realizar determinadas tareas.

Seguidamente, se detalla el diseño del hardware y el software:

10.2. DISEÑO DEL HARDWARE

Para realizar un vuelo con cualquier vehículo aéreo no tripulado (UAV) se debe escoger correctamente los componentes a utilizar en función la aplicación del UAV. En el caso de los hexacópteros, a la hora de realizar el diseño del hardware, las principales premisas que se deben tener en cuenta para realizar el vuelo son las siguientes:

- Determinar qué tipo de motor utilizar y que propiedades mecánicas y eléctricas proporciona.
- Determinar el circuito que controlará el hexacóptero.
- Determinar cuanta potencia requiere y energía.
- Seleccionar un micro controlador y un control remoto que sea capaz de comunicarse y estabilizarse con el resto de componentes y que tenga capacidad de cálculo para el procesado de la información.

10.2.1. Selección de los motores

Los motores más utilizados en el mundo del aeromodelismo, y más concretamente en el mundo de los drones, son los motores brushless. Los motores brushless no tienen conexión física entre las partes eléctricas en movimiento. Por consiguiente, son mucho más eficientes y no requiere gran mantenimiento. En cambio, tienen un coste elevado.

En este proyecto, los motores brushless que se han implementado son los EMP N3548. Este tipo de motor proporciona las siguientes características:

Nº: 1.342	
Características	N3548-05
Diámetro Motor	35 mm.
Longitud Motor	50,7 mm.
Diámetro del eje	5 mm.
Peso	171 gr.
KV rpm/v	790
Wattios	850
Variador recomendado	60 A
Celdas NiMh o NiCd que soporta	9~18
Celdas Lipo que soporta	3~6
Hélice	12 x 7
Hélice	13 x 7
Hélice	14 x 7
Cojinete	nº: 1659
Clip	nº: 1684
	4.526 gr.
TRAINER	2.880 gr.
AEROBATIC	2.112 gr.
3D	5.280 gr.
SAILPLANE	



Figura 281. Características del motor EMP N3548.

Algunas de las características a destacar de este motor es que tiene un peso total de 171 gramos. Además, cada motor consta de 790 KV, es decir, 790 revoluciones por minuto (rpm) por cada voltio aplicado. El fabricante del motor recomienda una serie de componentes atendiendo a las características propias del motor. Algunas de estas recomendaciones son las hélices, que recomienda hélices de 12x7, 13x7 y 14x7, y el uso de un variador de 60 amperios (A). Además, para un RC del estilo Trainer, que se trata de un RC con vuelo simple, el empuje que puede llegar a generar en unas condiciones máximas son 4,5 Kg. Pero en condiciones óptimas de trabajo, es decir, a un rendimiento del 50% generaría 2,25 Kg.



Figura 282. Dimensiones del motor EMP N3548.

Haciendo referencia a las dimensiones del motor, cabe destacar que este tipo de motor dispone de un eje de 5 mm de diámetro. El resto de dimensiones se puede visualizar en la figura 282:

10.2.2. Selección de los variadores de velocidad (ESC)

Los ESC (Electronic Speed Control) o Controladores de Velocidad Electrónicos regulan la potencia eléctrica para lograr controlar el giro de los motores con agilidad y eficiencia. La velocidad de giro se varía mediante una señal suministrada por el PWM. En este proyecto, las ESC utilizadas son las *HobbyWing SkyWalker* de 60 A. Las propiedades de este variador son las siguientes:



Figura 283. Variador HobbyWing 60 A.

Model	Cont. Current	Burst Current (≤10s)	BEC Mode	BEC Output	BEC Output Capability				Battery Cell		Weight	Size L*W*H
					2S Lipo	3S Lipo	4S Lipo	6S Lipo	Lipo	NiMH		
Skywalker-6A	6A	8A	Linear	5V/0.8A	3 servos				2S	5-6 cells	5.5g	32*12*4.5
Skywalker-12A	12A	15A	Linear	5V/1A	3 servos	2 servos			2-3S	5-9 cells	9g	38*18*6
Skywalker-12AE	12A	15A	Linear	5V/2A	5 servos	4 servos			2-3S	5-9 cells	10g	38*18*7
Skywalker-15A	15A	20A	Linear	5V/2A	5 servos	4 servos			2-3S	5-9 cells	16.5g	48*22.5*6
Skywalker-20A	20A	25A	Linear	5V/2A	5 servos	4 servos			2-3S	5-9 cells	19g	42*25*8
Skywalker-30A	30A	40A	Linear	5V/2A	5 servos	4 servos			2-3S	5-9 cells	37g	68*25*8
Skywalker-40A	40A	55A	Linear	5V/3A	5 servos	4 servos			2-3S	5-9 cells	39g	68*25*8
Skywalker-40A-UBEC	40A	55A	Switch	5V/3A	5 servos	5 servos	5 servos		2-4S	5-12 cells	43g	65*25*12
Skywalker-50A-UBEC	50A	65A	Switch	5V/5A	8 servos	8 servos	6 servos	6 servos	2-4S	5-12 cells	41g	65*29*10
Skywalker-60A-UBEC	60A	80A	Switch	5V/5A	8 servos	8 servos	6 servos	6 servos	2-6S	5-18 cells	63g	77*35*14
Skywalker-60A-OPTO	60A	80A	N/A	N/A					2-6S	5-18 cells	60g	86*38*12
Skywalker-80A-UBEC	80A	100A	Switch	5V/5A	8 servos	8 servos	6 servos	6 servos	2-6S	5-18 cells	82g	86*38*12
Skywalker-80A-OPTO	80A	100A	N/A	N/A					2-6S	5-18 cells	79g	86*38*12

Figura 284. Características técnicas del variador ESC HobbyWing 60A.

Como se observa en las propiedades del variador, este tipo de variador es apto para 6 motores y tiene un peso total de 63 gramos.

10.2.3. Selección de la batería

A la hora de seleccionar una batería para cualquier radio control, se debe tener en cuenta lo siguiente:

- El voltaje de la batería.
- La capacidad de la batería.
- Intensidad de descarga constante de la batería.

Las baterías más utilizadas en el mundo del aeromodelismo son las baterías Li Po, que son capaces de suministrar mucha energía en poco tiempo.

La batería utilizada en este proyecto es *XTROM 5000mAh 20-40C 6S 22,2V*. En la figura 285 puede visualizarse las principales características de esta batería:

SKU (Número de Referencia)	BAL043	Versión	6s
Fabricante	SLS	Tasa descarga continua	máx. 20C (100,0 A)
Edad recomendada	Más de 14 años	Tasa descarga de corriente	máx. 40C (200,0 A)
Tipo de Batería de Lipo	XTRON	Corriente de carga máxima	4C (20,0 A)
Número de celdas	6S 22,2V	Dimensiones de la batería	160x45x50mm
Capacidad	5000mAh	Peso de la batería	726 gramos
Descarga	20-40C	Conector	XT90
Voltaje	22.2 V	Balanceador	JST- XH

Figura 285. Características técnicas de la batería XTROM 5000mAh.

Cabe destacar que Hay las baterías LiPo se cargan mediante un cargador que balancea las 6 celdas de la batería para así asegurar que todas tienen el mismo voltaje. En este proyecto se utilizará un cargador balanceador SKYRC e6, donde la potencia del cargador es de 50 W y la carga máxima es de 5A. La potencia de carga puede seleccionarse entre 1A, 2A, 3A, 4A y 5A, pudiendo seleccionar el amperaje deseado dependiendo de la batería. En la figura 286 puede visualizarse el cargador utilizado para cargar las celdas de la batería:



Figura 286. Cargador de baterías.

Debido al gran empuje que se debe generar, el voltaje que debe disponer la batería deber ser elevado. Por ese motivo se utilizó una batería de 6 celdas (22,2V), que es la recomendada para hexacópteros.

Referente a la capacidad, se ha optado por utilizar una batería de 5000 mAh. Por otra parte, la intensidad de descarga constante (C) es un factor importante. Nuestro hexacóptero no se necesita demasiadas C ya que no realizará movimientos bruscos ya que a mayor C's, la batería proporciona la potencia en intervalos de tiempo más pequeños.



Figura 287. Batería XTROM 5000mAh.

10.2.4. Selección de la controladora de vuelo

A la hora de seleccionar el micro controlador, hay que tener en cuenta que es el encargado de gestionar y procesar toda la información de los otros. En este caso, la controladora de vuelo utilizada es la CC3D. La controladora CC3D se trata de una controladora elaborada por la comunidad de LibrePilot, cuyo código fuente es de libre acceso permitiendo a los usuarios modificarlo y aportar mejoras. Las características de esta controladora son las siguientes:



Figura 289 Controladora CC3D.

Potente controlador STM32 de 32-bit funcionando a 90MIPs con memoria de 128KB Flash y 20KB RAM.
Tamaño reducido 36mmx36mm
Software para Windows, Mac y Linux.
Sin necesidad de instalar drivers extra para conectar por USB.
Soporte de receptor de satélites Spektrum.
Soporte de Futaba S-BUS.
4Mbits de memoria EEPROM para guardar configuraciones.

Figura 288. Características técnicas de la controladora CC3D.

10.2.5. Selección del radio control remoto

Los radiocontroles (RC) usan una emisora manejada desde tierra por el piloto, y un receptor dentro de la aeronave que controla una serie de motores que transmiten mediante un mecanismo de varillas o similar movimiento a las distintas superficies de control del aeromodelo como pueden ser los alerones, hélices, etc. De esta manera, se controla su vuelo. Se controlan así los ángulos de guiñada, el cabeceo y el alabeo

Este sistema consta de tres partes importantes: Transmisor (Tx), Módulo RF de señal y receptor (RX).

En este proyecto, el radio control utilizado es el FlySky FS-i6. En la figura 290 puede visualizarse el radio control remoto instalado:



Figura 290. Mando Radio Control FlySky FS-i6.

Las características del radio control remoto son las visualizadas en la figura 291:

Canales:	6 Canales	Tipo de modelo:	Planeador / Heli / Avión
Rango de RF:	2.40-2.48GHz	Ancho de banda:	500KHz
banda:	142	Energía RF:	Menos de 20dBm
Sistema 2.4ghz:	AFHDS 2A y AFHDS	Code Type:	GFSK
Sensibilidad:	1024	Baja Tensión Advertencia:	menos de 4.2V
Puerto DSC:	PS2; salida: PPM	Puerto del cargador:	No
Longitud ANT:	26mm * 2 (doble antena)	Peso:	392g
Poder:	6V 1.5AA*4	Modo de visualización:	Transflectiva tipo positivo STN, 128 * 64 puntos VA73 matriz * 39mm, luz de fondo blanco.
Tamaño:	174x89x190mm	On-line al día:	sí
Certificado:	CE0678,FCC	Memorias de modelos:	20

Figura 291 Características del mando radio control Fly Sky FS-i6.

10.3. DISEÑO DEL SOFTWARE

Como ya se comentó anteriormente, el software es Conjunto de programas y rutinas que permiten a la controladora realizar determinadas tareas. En este apartado se detallará paso a paso la programación de la controladora de vuelo CC3D para que el hexacóptero tenga un vuelo eficiente y estable. Por otra parte, se explicará el calibrado del hexacóptero para su correcto funcionamiento y se explicará el diagrama de bloques de energía y señal de todo el sistema del hexacóptero.

10.3.1. Control del movimiento del hexacóptero

Para poder controlar el hexacóptero es necesario identificar correctamente los motores y saber en qué sentido gira. El hexacóptero dispone de 4 grados de libertad que son controlables: Throttle, Pitch, Roll y Yaw.

10.3.2. Diseño del PID

Utilizando los 4 grados de libertad como entradas y aplicando la matriz de comandos del hexacóptero se podría obtener la consigna a aplicar a cada motor.

Pero hay una serie de inconvenientes, que son detallados seguidamente:

- Las perturbaciones originadas por el viento.
- Diferencias en los motores y las hélices, provocando que el dispositivo sea ruidoso y variable.
- Se desea que el dron pueda auto nivelarse al aplicar un Pitch igual a cero.

Por este motivo se utilizan técnicas de control, como el control PID (Proporcional – Integral – Derivativo).

Un control PID es un mecanismo de control por realimentación ampliamente usado en sistemas de control. Este calcula la desviación o error entre un valor medido y un valor deseado.

Tomando como ejemplo un lazo de control de una entrada y una salida de un grado de libertad, el diagrama de bloques que representaría este sistema de control es el siguiente:

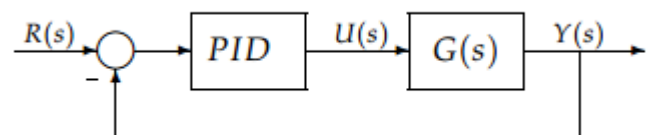


Figura 292. Diagrama de bloques del diseño PID.

El objetivo a controlar con este sistema es el ángulo del hexacóptero. Lo ideal es que sin disponer de ninguna entrada, el ángulo del hexacóptero en posición horizontal debe ser 0. Sin embargo, también se pueden mandar un ángulo distinto a cero. Los comandos que enviamos a los motores se basan en el error entre el ángulo que queremos y el ángulo que tenemos. Todos estos ángulos son proporcionados por el acelerómetro y giroscopio. En nuestro caso, la controladora CC3D, que dispone de giroscopio y acelerómetro, es el encargado de realizar este control.

Los tres principales componentes que incluye un control PID son los siguientes:

- **Proporcional (Kp):**

El comando es proporcional a la cantidad de error angular que se dispone. Su objetivo es devolver el dispositivo al ángulo deseado. Este comando da una salida del controlador que es proporcional al error, es decir:

$$u(t) = Kp \cdot e(t) \quad [10.1]$$

Siendo su función de transferencia:

$$Cp(s) = Kp \quad [10.2]$$

Se puede concluir que en el ámbito de los multicopteros se podría simplificar mucho Kp. Este parámetro es el valor encargado de la estabilidad y control del dron. Cuanto más grande sea P, más intentará estabilizarse la placa controladora. En caso de sobrepasarse con el valor KP, el dron se volverá demasiado sensible y provocará oscilaciones.

Si se aplica el valor adecuado de Kp se podría dejar los valores de Ki y Kd = 0 y el dron haría flotar (Hover) sin problemas.

Por ejemplo, si se aplica un valor de Kp muy bajo, el dron sería muy difícil de controlar ya que intentaría sobre-correr las maniobras, provocando que el dron sea inestable.

En cambio, si el valor de Kp es el idóneo, el dron será estable y reaccionará correctamente a las acciones que se le transmita.

Finalmente, si el valor de Kp es demasiado alto el dron oscilará rápidamente o los motores emitirán un sonido oscilante y agudo. Otro inconveniente que generará es un aumento de altura.

- Integral (Ki):

El comando es proporcional al error acumulado con el tiempo. Su objetivo es combatir las perturbaciones generadas durante el vuelo. Este control da una salida del controlador que es proporcional al error acumulado.

$$u(t) = Ki \cdot \int_0^t e(\tau) d\tau \quad [10.3]$$

$$Ci(s) = \frac{Ki}{s} \quad [10.4]$$

Se puede concluir que la Ki indica la velocidad con la que se repite la acción proporcional. Si se deja la Ki a 0, el movimiento realizado por el dron será brusco.

Por ejemplo, si el valor de Ki es muy bajo el dron tenderá a subir el morro al cambiar de dirección y derivará.

En cambio, si el valor de Ki es el idóneo mantendrá el ángulo de forma mucho más precisa.

Finalmente, si el valor de Ki es demasiado alto el dron oscilará lentamente y tenderá a bajar el morro cuando cambiamos de dirección.

- Derivativo (Kd):

El comando es proporcional a la tasa de cambio de error. Este comando se define de la siguiente manera:

$$u(t) = Kp \cdot Td \cdot \frac{de(t)}{dt} \quad [10.5]$$

Analizando las componentes del control PID se puede decir que:

- Un aumento de Kp empuja el hexacóptero hacia el ángulo deseado de una forma más rápida. Algunos de los inconvenientes que puede originarse es el sobre impulso y la oscilación.
- Si Kp y/o Kd son elevados, puede generar inestabilidad.

Por otro lado, el hexacóptero dispone de tres controladores de retroalimentación independientes, uno para cada giro del dispositivo: Roll, Yaw y Pitch. En cambio, el Throttle se asigna directamente a los motores.

Se puede concluir que muchas controladoras de vuelo no disponen de la configuración del parámetro Kd. La función principal de Kd es hacer que el movimiento del dron sea más suave y rápido.

Por ejemplo, un valor de Kd muy bajo hará que el dron actúe de forma lenta y el movimiento puede asemejarse a tener la P muy baja.

En cambio, un valor de Kd bajo suavizará las reacciones y un valor de Kd más elevado hará que las reacciones sean más nerviosas.

Finalmente, un valor de Kd demasiado elevado provocará oscilaciones rápidas.

Los controladores de Roll, Yaw y Pitch son controladores PD. Este tipo de sistema se puede visualizar en la figura 293. En este tipo de circuito la salida de control proporcional y derivativo se suman y son transmitidos a los motores mediante los movimientos del hexacóptero.

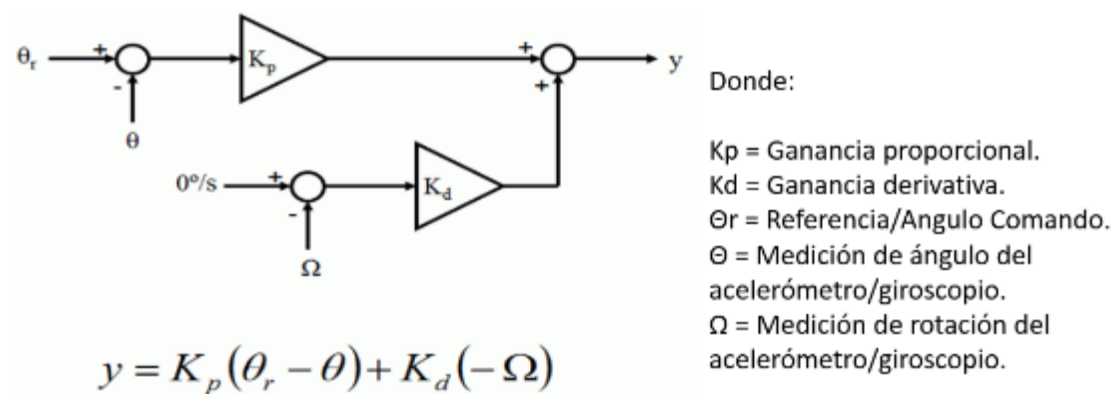


Figura 293. Diagrama de bloques de un sistema PID para un hexacóptero.

10.3.3. Diagrama de bloques de energía

Un diagrama de bloques es la representación gráfica del funcionamiento interno de un sistema, que se hace mediante bloques y sus relaciones, y que, además, definen la organización de todo el proceso interno, sus entradas y sus salidas. En este caso, se trata de un diagrama de bloques de energía en el cual se visualiza la distribución de la potencia de entrada. En la figura 294 se puede visualizar el diagrama de bloques de energía del hexacóptero:

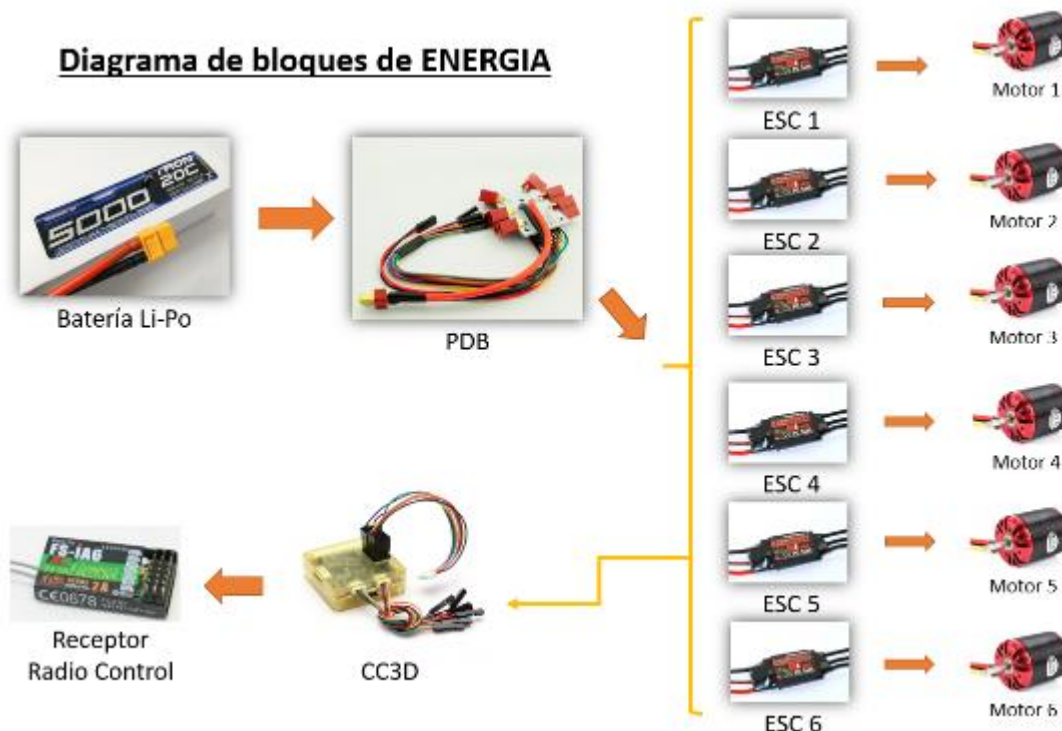


Figura 294. Diagrama de bloques de Energía.

Como se observa en la figura 294 el encargado de aportar energía es la batería de 6 celdas (6S). La batería es la encargada de suministrar energía a la placa de distribución de potencia. Esta placa, como bien dice su nombre, es la encargada de distribuir la potencia de entrada a la placa hacia las 6 controladoras de vuelo (ESC). Seguidamente, las ESC su función principal es suministrar la potencia que reciben hacia los motores mediante los cables positivos y negativos del controlador de vuelo.

Por otra parte, las ESC también suministran energía a otro elemento importante del hardware del hexacóptero. Las ESC alimentan a la controladora CC3D mediante el cable de señal que va conectado a la placa CC3D. Por consiguiente, la controladora CC3D alimenta al receptor del mando RC mediante los cables positivos (Rojo) y negativos (Negro) que salen del Flexi-IO port.

10.3.4. Diagrama de bloques de señal

En este apartado se explicará el diagrama de bloques de señal. Este diagrama consiste en que el piloto cuando acciona cualquier stick, se transmite una señal hacia el receptor del mando RC. Este receptor dispone de 6 canales (6CH) y cada movimiento generado (Yaw, Throttle, Pitch, etc) está asignado a un canal. Por lo tanto, el receptor es el encargado de recibir la señal e identificar el tipo de movimiento que se ha realizado y transmitirla hacia la controladora CC3D. Seguidamente, la controladora CC3D su función principal es identificar qué tipo de señal es y qué tipo de movimiento le corresponde. Para ello, se debe sincronizar correctamente los movimientos del mando RC con la configuración de la placa CC3D. Esta sincronización se puede visualizar en el apartado 10.3.5.7 del bloque de Diseño Electrónico.

Debido a que el cable de señal de las controladoras de los motores (ESC) está conectado en la placa CC3D, la señal recibida por la CC3D se transmite a las ESC. Para una buena recepción de la señal, se debe hacer un calibrado de las ESC. Este procedimiento se puede visualizar en el apartado 10.3.5.3 del Bloque de Diseño Electrónico.

Finalmente, la señal de las ESC se debe transmitir hacia los motores mediante el cable de señal que dispone (Cable azul). El sentido de giro de los motores se configura mediante los cables positivos y negativos. Si se conecta positivo con positivo y negativo con negativo, el motor girará en sentido anti horario. En caso contrario, giraría en sentido horario.

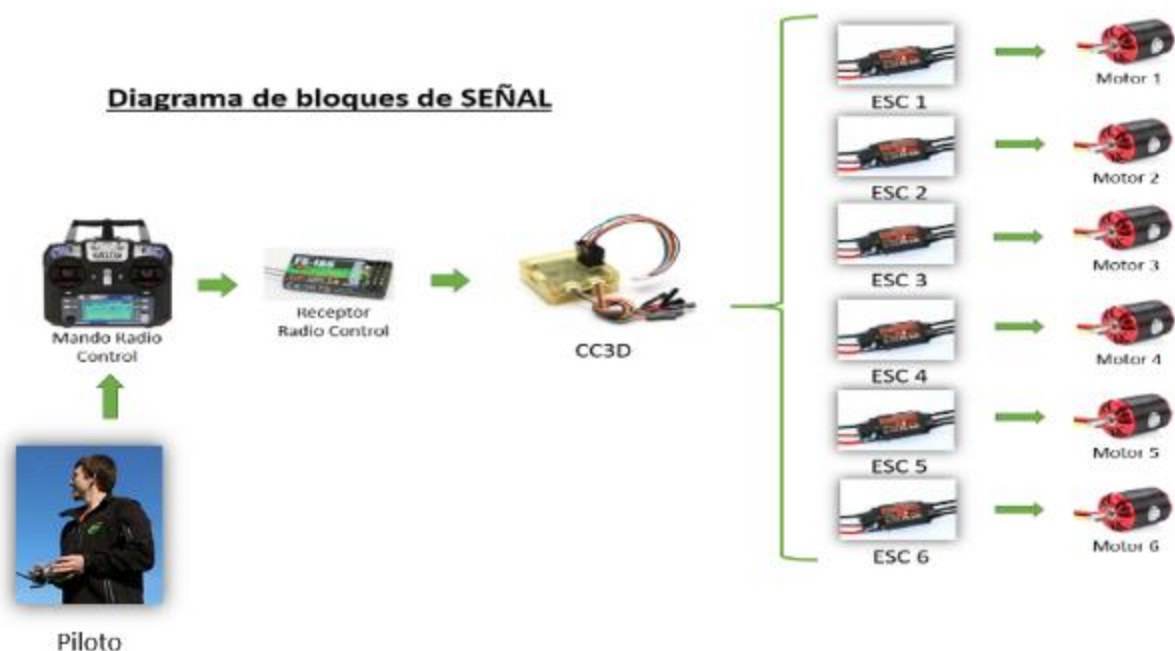


Figura 295. Diagrama de bloques de señal.

En conclusión, dichos diagramas se pueden fusionar en uno solo y la explicación de cada uno de ellos es la comentada anteriormente.

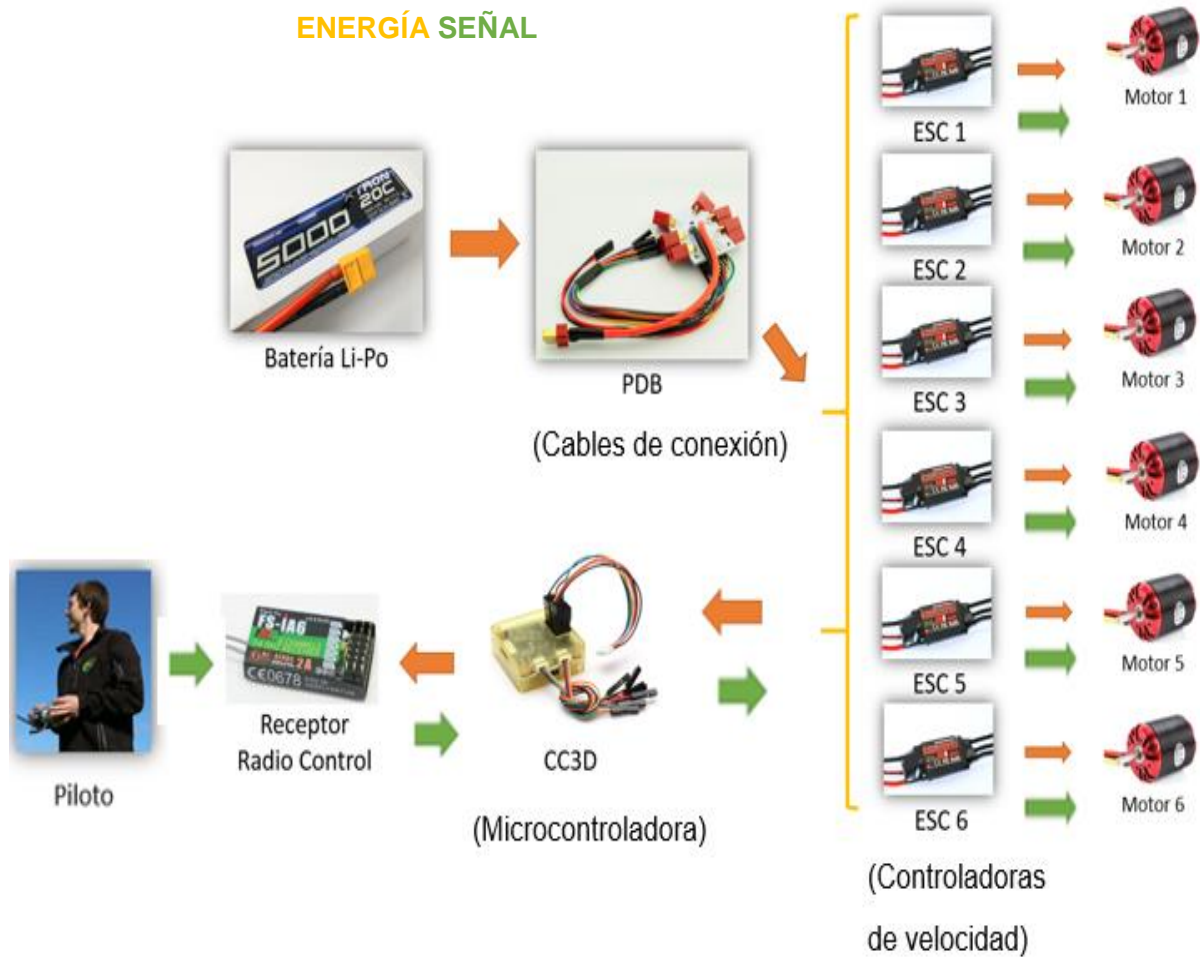


Figura 296. Diagrama de bloques de señal y energía.

10.3.5. Programación del hexacóptero mediante LibrePilot

Una vez se han conectado todos los motores a su correspondiente ESC, se puede comenzar la programación del hexacóptero mediante la controladora de vuelo. Esta controladora utiliza el programa *LibrePilot* para realizar la configuración. Mediante este programa se puede actualizar el firmware de la controladora a la última versión, nivelar el dron, definir el sentido de giro de los motores, sincronizar los movimientos del hexacóptero con el mando RC, etc. Seguidamente, se detallan todas las opciones que se pueden realizar con la controladora CC3D mediante el programa *LibrePilot*:

10.3.5.1. Programación de la controladora CC3D

Para iniciar la configuración de la controladora y disponer de la última versión del firmware, se debe conectar la placa CC3D al ordenador mediante cable USB. Una vez conectado se debe poder visualizar en la parte inferior de la ventana de navegación que la placa CC3D está conectada, tal y como se muestra en la figura 297:

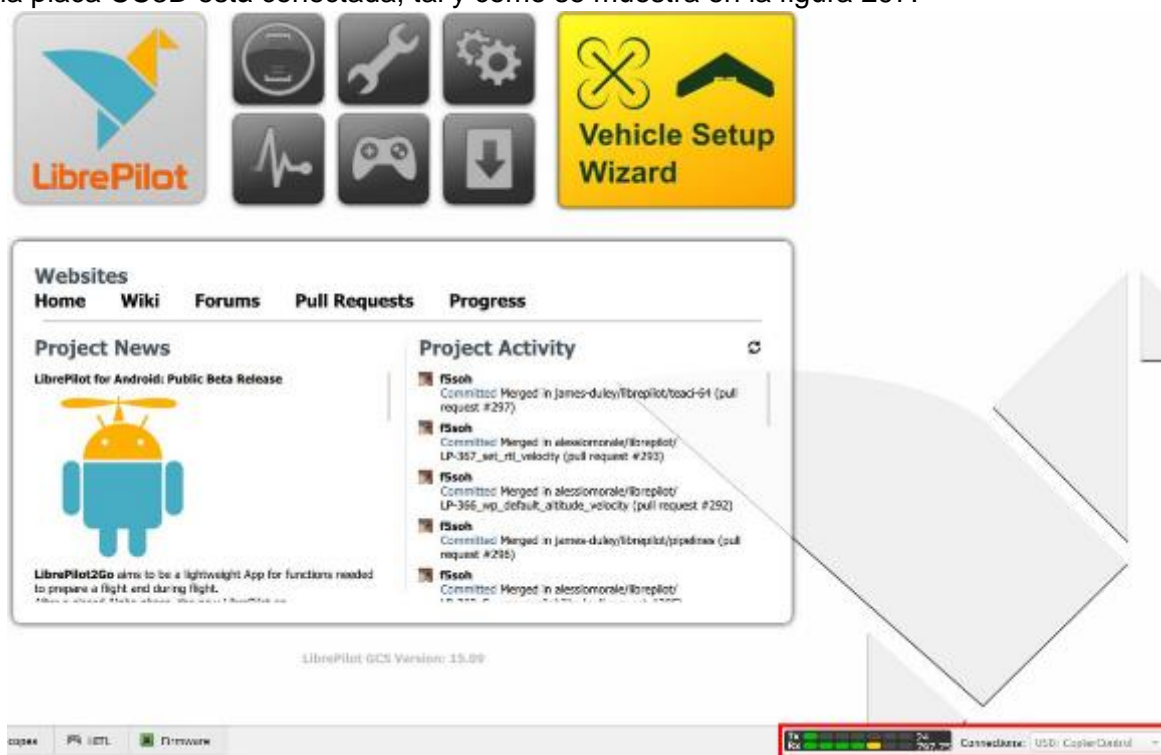


Figura 297. Ventana de navegación del software LibrePilot.

Después de conectar la placa CC3D mediante USB al ordenador, ya se puede iniciar la configuración de la placa. Para ello, se debe clicar “*Vehicle Setup Wizard*”.

Seguidamente el programa nos recomienda que para realizar la configuración de la placa, motores y ESC quitemos las hélices por prevención ya que podemos sufrir daño durante la calibración.



Figura 298. Ventana de configuración de LibrePilot.

La primera vez que se conecte la placa CC3D en el ordenador, se debe realizar un reseteo de fábrica y una actualización del firmware para que funcione correctamente. Para ello, en la siguiente ventana de la configuración se debe clicar “*Erase all settings*” y seguidamente “*Upgrade*”.

Una vez se ha realizado el reseteo de fábrica y se ha realizado la actualización del firmware, el programa debería identificar qué tipo y modelo de placa de controlador de vuelo se está utilizando. En la figura 299 se puede visualizar este paso y la identificación de la placa CC3D:

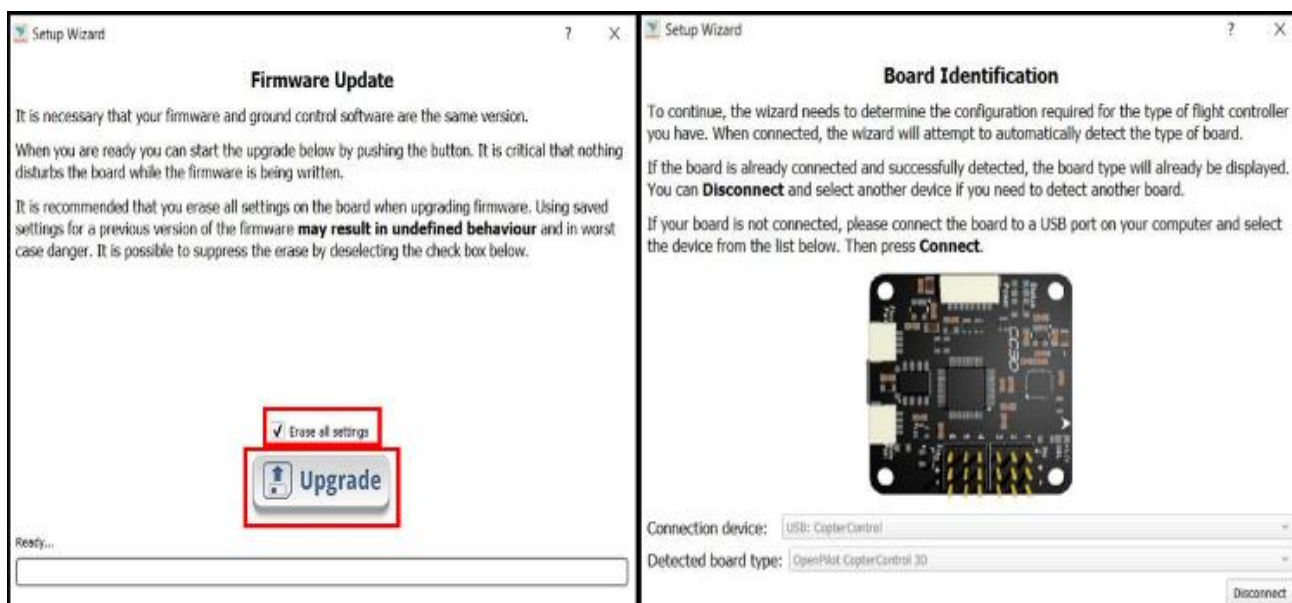


Figura 299. Identificación y actualización de la placa CC3D.

El siguiente paso a realizar es definir qué tipo de señal serán la señal de entrada y de salida. La señal de entrada, que se aplica en la controladora CC3D, será del tipo PWM ya que a cada cable conectado, se le asigna un canal (Throttle, Yaw, Pitch, Roll, etc). En cambio, la señal de salida, aplicada en las ESC, es del tipo Rapid ESC ya que el ratio de frecuencia de trabajo de la ESC es de 490 Hz.

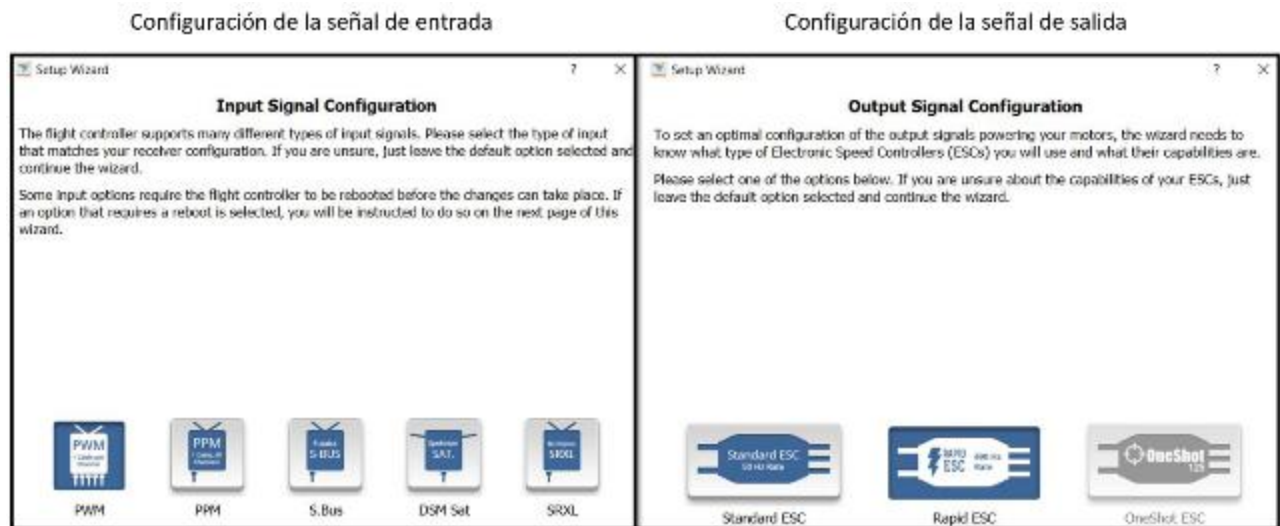


Figura 300. Configuración de la señal de entrada y salida de la controladora CC3D.

Seguidamente, se debe seleccionar que tipo de vehículo es el utilizado y cuál es la distribución de los motores. En este proyecto el tipo de vehículo a utilizar es el *Multirotor* y la distribución de los motores es del tipo *Hexacopter X*, tal como se visualiza en la figura 301:

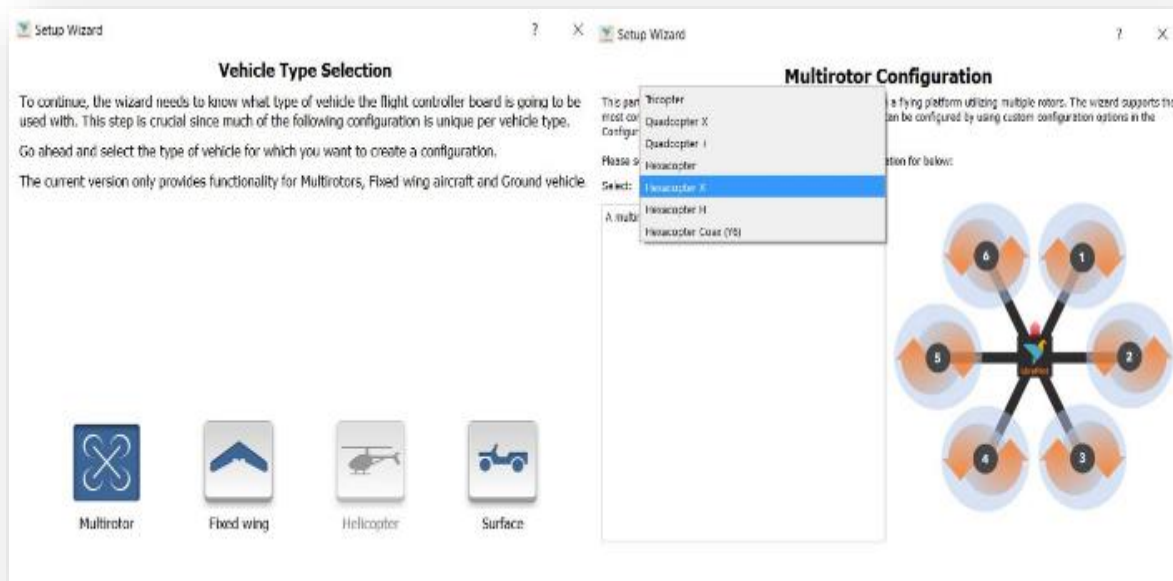


Figura 301. Selección del tipo de multicóptero en la controladora CC3D.

Después de realizar todos los pasos comentados anteriormente, el programa proporciona un sumario de todas las configuraciones realizadas y un diagrama de conexiones de la placa CC3D con las ESC y los motores. En la figura 302 puede visualizarse el sumario de las configuraciones y el diagrama de conexiones:

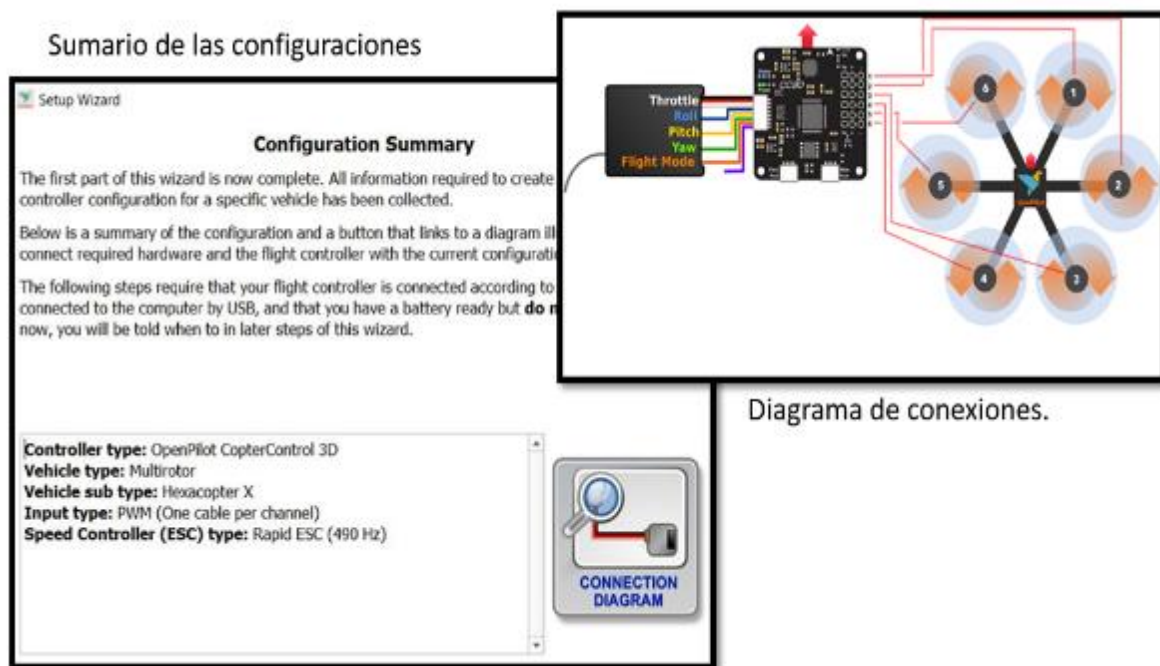


Figura 302. Resumen de la configuración realizada en la controladora CC3D.

10.3.5.2. Estabilización del hexacóptero

En esta fase de la configuración se realizará la calibración del hexacóptero para que identifique el punto (0, 0, 0) y este a nivel. Para ello, se debe nivelar los motores mediante un nivelador y seguidamente colocar el hexacóptero sobre una superficie plana. Para realizar la estabilización se debe clicar en “*Calculate*”. Una vez se ha realizado la estabilización, se puede proceder a realizar la programación de las ESC.

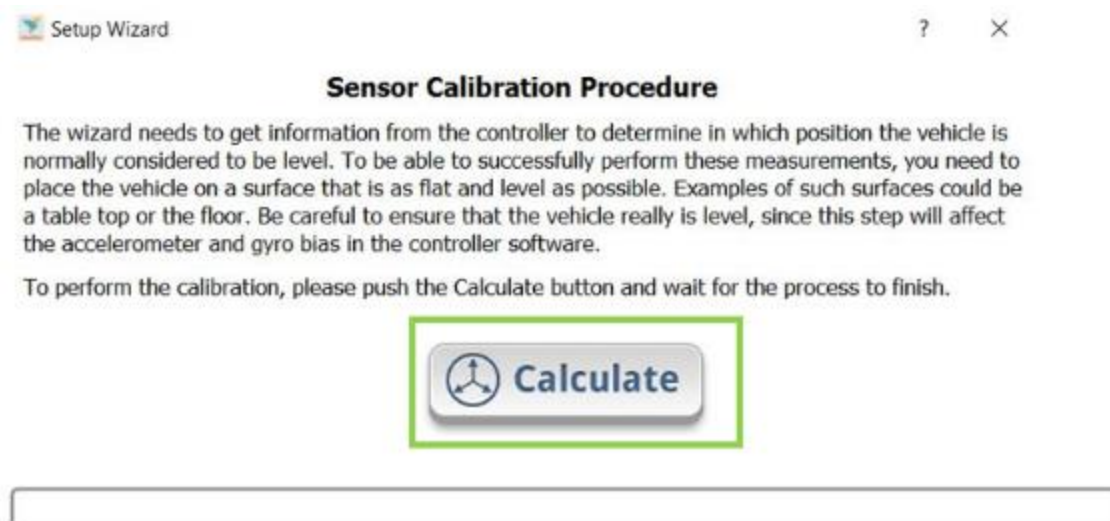


Figura 303 Calibración de los ejes del hexacóptero.

10.3.5.3. Programación de las ESC

En la fase de la programación de las ESC se debe leer los pasos que indica el programa y seguirlos. El programa vuelve a recomendar que tengamos las hélices quitadas.

Para la configuración de las ESC se debe apretar el botón “Start”, sin la batería conectada. Seguidamente, se debe conectar la batería y se comenzará a escuchar “beeps” de las ESC. Estos beeps significan que se están sincronizando con la placa CC3D. El siguiente paso después de escuchar los beeps es presionar el botón “Stop”. Una vez se ha presionado el botón, se escuchará de nuevo las ESC.

Para identificar correctamente los sonidos de los beeps, se debe consultar la ficha técnica de las ESC. En la figura 281 se puede visualizar el significado de cada beep:

1. “beep”	brake	(1 short tone)
2. “beep-beep-”	battery type	(2 short tone)
3. “beep-beep-beep-”	cutoff mode	(3 short tone)
4. “beep-beep-beep-beep-”	cutoff threshold	(4 short tone)
5. “beep-----”	startup mode	(1 long tone)
6. “beep-----beep-”	timing	(1 long 1 short)
7. “beep-----beep-beep-”	set all to default	(1 long 2 short)
8. “beep-----beep-----”	exit	(2 long tone)

Note: 1 long “beep-----” = 5 short “beep-”

Figura 304. Sonidos procedentes de los ESC.

10.3.5.4. Programación de los motores

En esta fase de la programación de la placa CC3D se debe determinar si los motores giran correctamente y en el sentido de giro que se había determinado.

Para realizar un giro en sentido horario se deben cambiar las polaridades de los cables. Es decir, el cable rojo (Positivo) debe conectarse con el cable negro (Negativo). En cambio, si se realiza de forma inversa, los motores girarán en sentido anti horario.

Por ese motivo, se debe deslizar la barra corredera para darle más intensidad a los motores y que comiencen a girar. A más desplazamiento de la barra corredera, más intensidad tienen los motores. Mediante este proceso, se puede determinar el sentido de giro y si funcionan correctamente. En la figura 305 se puede visualizar la ventana de calibración de los motores:

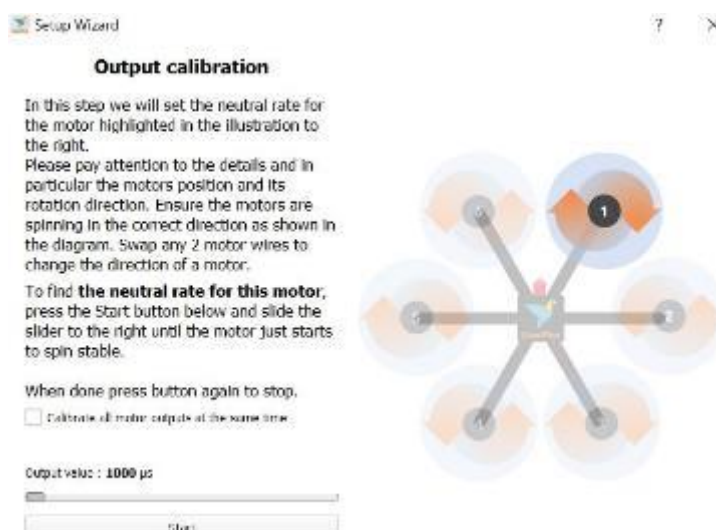


Figura 305. Calibración de los motores.

Para una correcta calibración de los motores, se debe fijar los motores en la posición mínima de giro. Se debe realizar este paso en todos los motores.

10.3.5.5. Selección del frame del hexacóptero.

En esta fase de la configuración se debe seleccionar el tipo de estructura (frame) se ha utilizado en el ensamblaje del hexacóptero. Como se visualiza en la figura 283 se disponen de modelos genéricos de hexacópteros y quadcopteros. En este proyecto se ha utilizado un frame de la empresa TAROT, concretamente el modelo *Tarot IRONMAN 690S*. Este tipo de frame no es uno de los genéricos del programa, por ese motivo, se selecciona la opción *Current Tuning*.

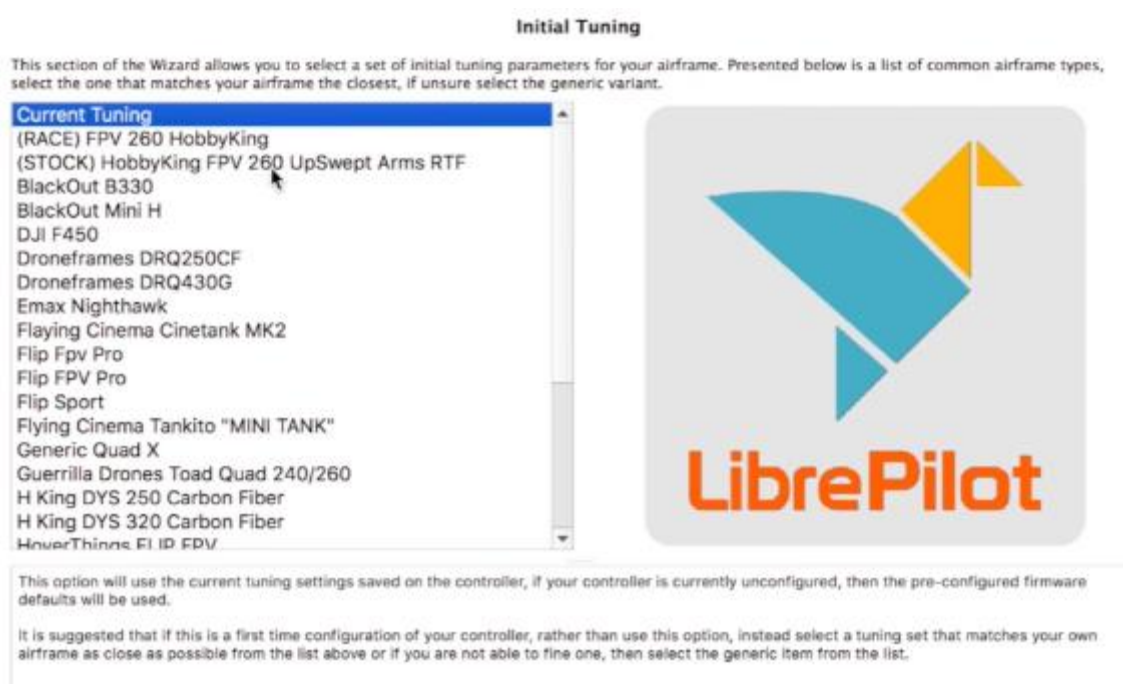


Figura 306. Selección del tipo del frame del hexacóptero.

Después de este paso, se deben guardar todas las configuraciones realizadas presionando el botón Save.



Figura 307. Procedimiento para guardar las configuraciones de la CC3D.

10.3.5.6. Sincronización del mando radiocontrol

El paso a realizar en esta fase es sincronizar el mando radiocontrol con el receptor RC. En este proyecto se utiliza un radiocontrol de FlySky FS-i6, el cual dispone de 6 canales.

Primeramente, se debe alimentar el receptor radiocontrol para que disponga de energía para obtener los datos enviados. Tal y como se comentó en el apartado 10.3.3 la energía viene proporcionada desde la controladora CC3D.

A la vez que se alimenta el receptor FlySky FS-i6, se debe conectar un adaptador en la clavija *B/VCC* para poder realizar la sincronización (*Bending*). Este tipo de adaptador se trata de un puente del negativo con la señal. Por consiguiente, el receptor dispone de un LED rojo que comenzará a parpadear de forma rápida.



Figura 308. Zona donde conectar el adaptador Bind.

El paso siguiente a realizar es presionar el botón *Bend* y el *Power* y esperar a que la sincronización finalice. Una vez ha finalizado la sincronización, el LED rojo parpadeará más lento. Seguidamente, se debe retirar el adaptador que hace de puente y el mando radiocontrol ya estará sincronizado.



Figura 309. Sincronización del mando RC con el receptor RC.

10.3.5.7. Sincronización de los movimientos del hexacóptero con el mando radio control

Después de sincronizar la receptora FlySky FS-i6 con el mando RC, el siguiente paso a realizar es la sincronización de los movimientos del hexacóptero con el mando RC.

La primera sincronización de esta fase se basa en seleccionar el modo de transmisor que se dispone. En este proyecto, el mando RC dispone del acelerador en la palanca izquierda. Por lo tanto, se debe seleccionar el *Mode 2*. Este proceso puede visualizarse en la figura 310:



Figura 310. Selección del tipo de modo del mando RC.

La segunda sincronización se basa en realizar los movimientos que se visualizan en la pantalla de navegación del programa. Los movimientos a realizar son los visualizados en la figura 311:

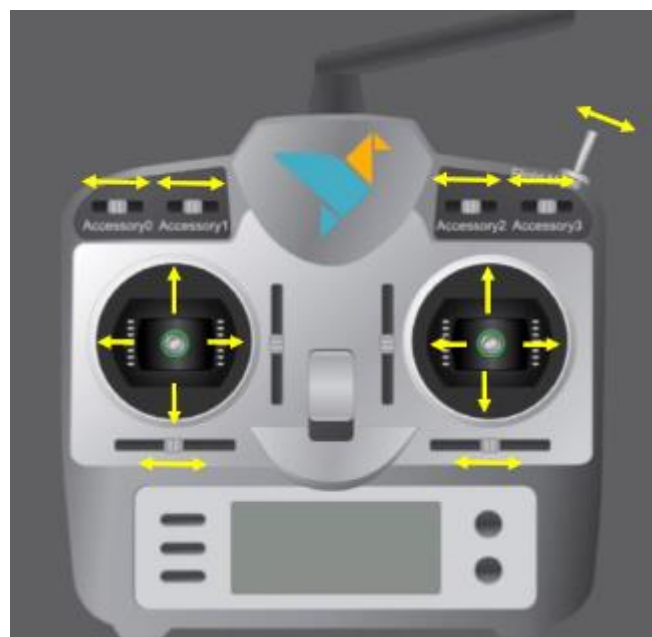


Figura 311. Sincronización de los movimientos de los sticks del mando RC.

La tercera sincronización se basa en situar las palancas en su posición central para poder realizar las extensiones máximas de todas las palancas que dispone el mando RC.

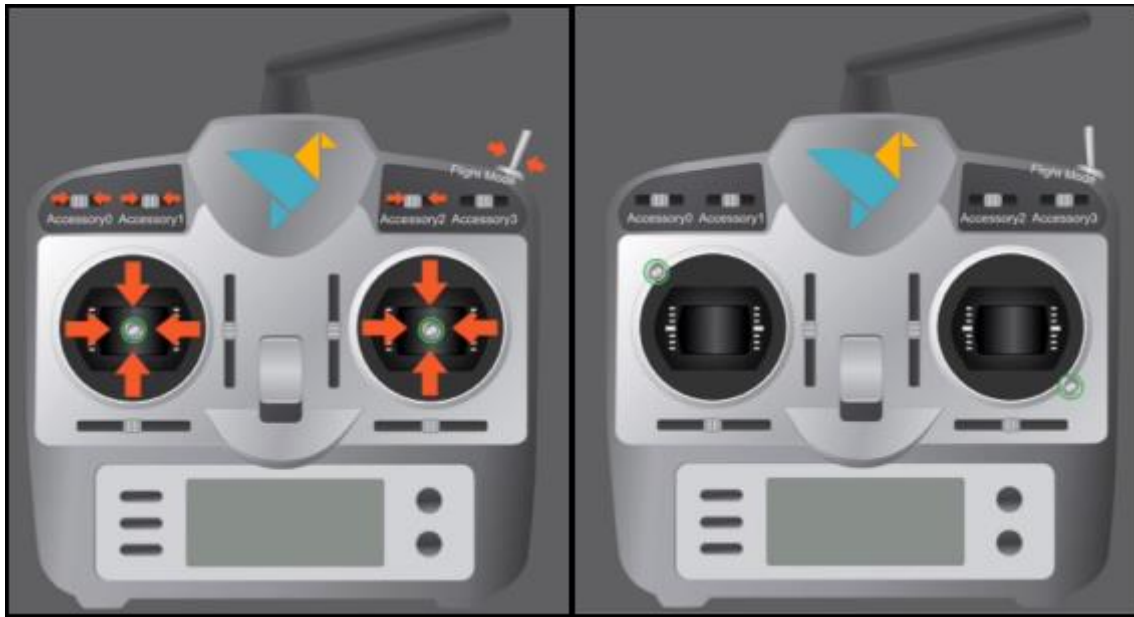


Figura 312. Sincronización de las posiciones centrales de los sticks del mando RC.

En el caso que haya algún movimiento que sea incorrecto o se mueva en sentido contrario, se debe cambiar el sentido del movimiento en el programa.

Seguidamente, el último paso es seleccionar el método de arranque del dron. En este proyecto se ha elegido arrancar el dron dirigiendo el Yaw hacia la derecha.

Para finalizar, se debe corroborar que los motores giran a la velocidad mínima al accionar el botón *Power* del mando RC. En la figura 313 se puede visualizar los valores mínimos para que los motores comiencen a girar en el momento de arrancar el dispositivo.

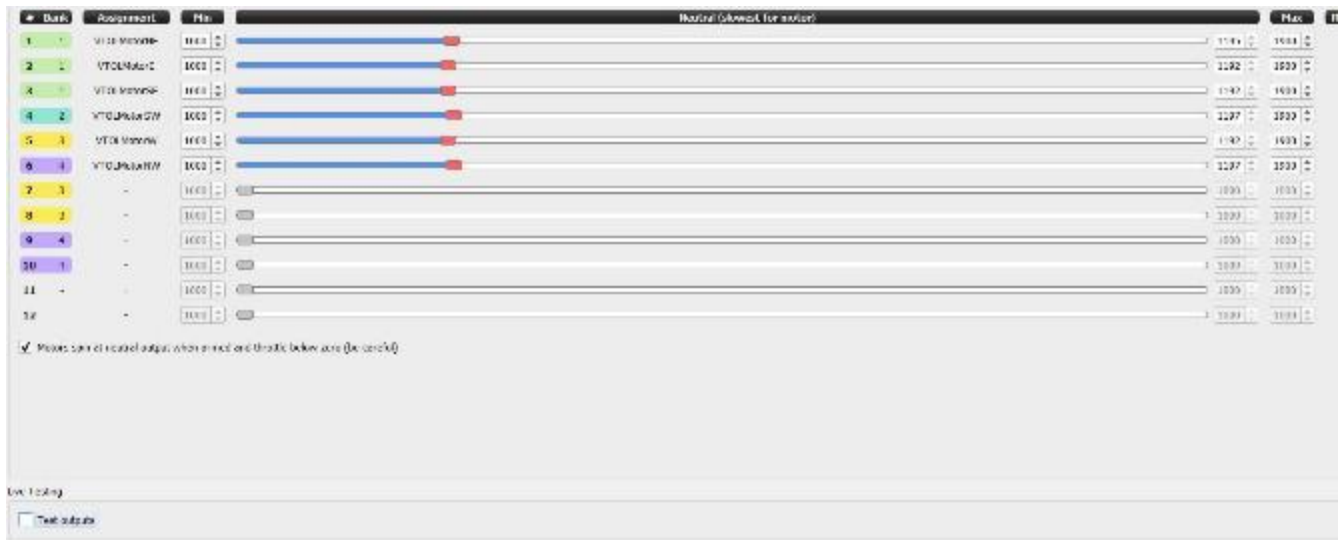


Figura 313. Valores mínimos de la configuración de los motores.

10.3.5.8. Configuración de los modos de vuelo y los parámetros de vuelo

Antes de realizar la configuración de los modos de vuelo del hexacóptero se debe determinar el número de canales que dispondrá el Switch de modos de vuelos. En este proyecto se ha utilizado un mando radio control con diversos *Sticks* de palanca, concretamente, se ha utilizado el *Stick* de 3 posiciones. En el *Stick* de 3 posiciones se pueden configurar 3 modos de vuelos.

Para asignar el número de canales se debe acceder a la siguiente ruta:

Configuration – Input – Flight Mode Switch Settings – Flight Mode Count.

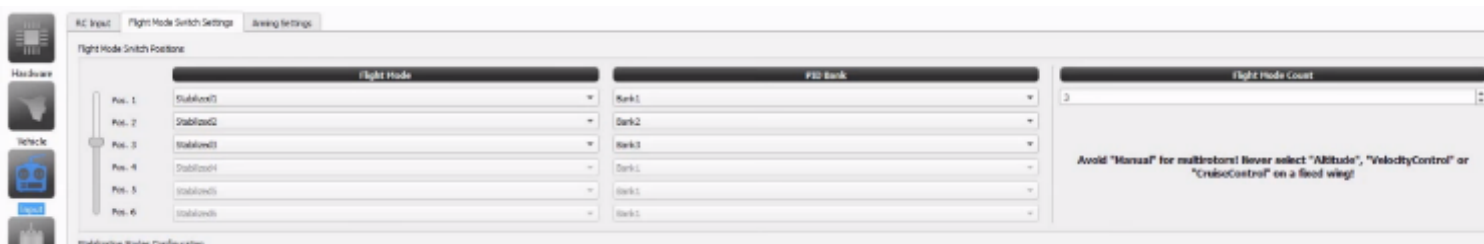


Figura 314. Asignación de los números de canales en la controladora CC3D.

Normalmente, los modos de vuelo suelen configurarse para tener comportamientos distintos a la hora de la reacción de los movimientos. Como por ejemplo, disponer de un dron acrobático, un dron de vuelo estable, etc.

En este caso, solo se utilizará un modo de vuelo estable ya que el vuelo del hexacóptero debe ser suave para realizar el rastreo en la zona de detección.

Para iniciar la configuración de los modos de vuelos se debe acceder a la siguiente ruta:

*Configuration – Input – Flight Mode Switch Settings – Stabilization Modes
Configuration*

En la figura 2315 se puede observar las características del modo de vuelo a utilizar:

	Roll	Pitch	Yaw	Thrust
Stabilized 1	Attitude	Attitude	AxisLock	Manual
Stabilized 2	Attitude	Attitude	Rate	Manual
Stabilized 3	Rate	Rate	Rate	Manual
Stabilized 4	Attitude	Attitude	AxisLock	CruiseControl
Stabilized 5	Attitude	Attitude	Rate	CruiseControl
Stabilized 6	Rate	Rate	Rate	Manual

Figura 315. Configuración de los modos de vuelo de la CC3D.

Este tipo de configuración de modo de vuelo es la más sencilla y estable de utilizar. En la ventana de Roll y Pitch se ha utilizado la opción *Attitude*. La opción *Attitude* significa que esos movimientos son estables a cualquier orden recibida, haciendo que el dron vuelva a la posición horizontal. En cambio si se quisiera tener un control pleno de todos los movimientos se debería escoger la opción *Rate*. Sin embargo, hay una opción que combina el modo *Attitude* y el *Rate*. Este modo se denomina *Rattitude*. Para su correcto funcionamiento se debe de fijar un límite para que aun cierto valor del movimiento del *stick* pase de modo *Attitude* a *Rate*.

Por otro lado, el movimiento Yaw se le ha asignado el modo *AxisLock*. El modo *AxisLock* consiste en corregir los ángulos en el movimiento Yaw sin haber accionado el *stick*. Es decir, si el piloto no desplaza el *stick* Yaw y el dron se desplaza, la controladora CC3D corregirá esta turbulencia y situará el dron en posición horizontal.

El siguiente paso a realizar en la configuración de los modos de vuelos es acceder al modo Avanzado y fijar la estabilización del hexacóptero. Para acceder a la configuración del hexacóptero se debe acceder a la siguiente ruta:

Configuration – Stabilization - Advanced

Para iniciar la configuración se debe accionar las pestañas Responsiveness, Rate Stabilization y Attitude Stabilization, tal como se muestra en la figura 293:

Los parámetros que deben modificarse son: Attitude Mode y Rate Modo. El parámetro Attitude Modo se basa en los grados de inclinación que tendrá el dron al accionar los sticks. A mayores grados, más inclinación adopta el dron. El segundo parámetro se basa en el tiempo respuesta de reacción que tiene el dron al realizar una pirueta (Flip). Los valores a introducir a estos parámetros se pueden visualizar en la figura 317:

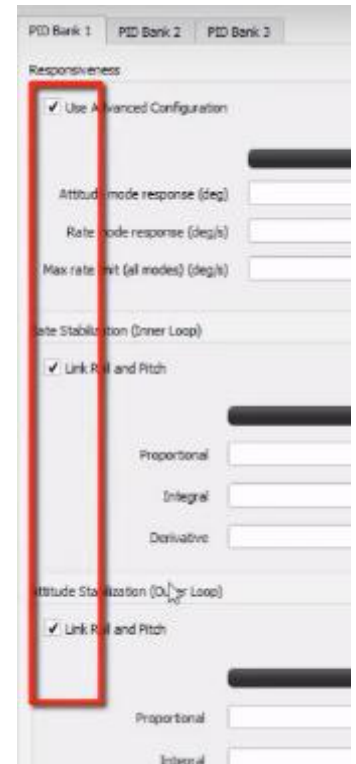


Figura 316. Activación del modo Avanzado.

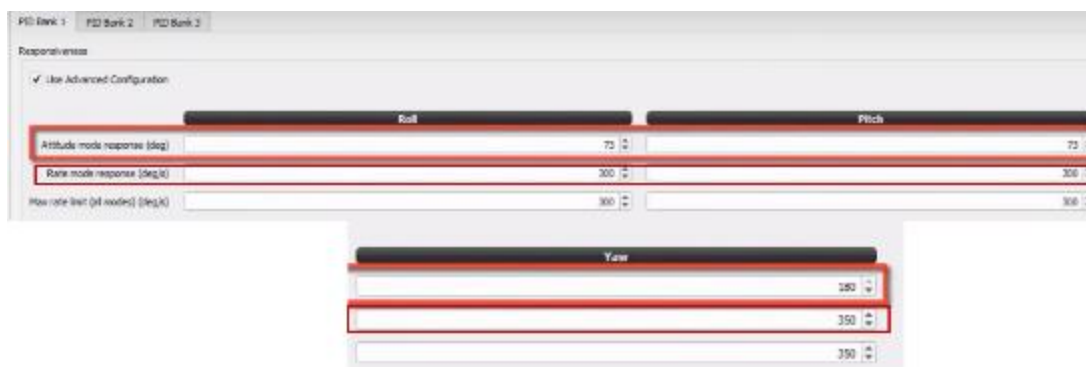


Figura 317. Modificación de los parámetros de la controladora CC3D.

11. ENSAYOS CON EL PROTOTIPO

11.1. INTRODUCCIÓN

En este apartado del proyecto se realizarán diversos ensayos con el objetivo de determinar si el prototipo es capaz de elevarse del suelo en diversas situaciones y realizar el cálculo de la autonomía de vuelo en cada caso. Para realizar los ensayos la empresa RCOcio nos proporcionó la accesibilidad a su campo de vuelo y una tutorización para no sufrir ningún percance. Seguidamente se detallan los diferentes ensayos:

11.2. ENSAYO 1: HEXACÓPTERO SIN EL ACOPLAMIENTO DEL GEORADAR.

En el primer ensayo de vuelo del hexacóptero se ha observado que las campanillas que fijan las hélices se aflojan al girar los motores. Por ese motivo, se han acoplado tuercas autoblocantes de M6 para asegurar que las hélices no se desarmen.

Una vez se han ajustado todos los parámetros del modo de vuelo estabilizador, se ha procedido a realizar los ensayos de vuelo con las diversas configuraciones.

En el primer vuelo se ha podido observar como la modificación del tren de aterrizaje no es viable ya que el tren apoya en 4 puntos. Normalmente, los drones apoyan sobre toda la superficie de un tubo. Es por ese motivo, que al realizar las pruebas de vuelos se ha observado que los tubos flectan demasiado y se ha optado por rediseñar el tren de engranaje. Por otra parte, el dron reaccionaba de manera agresiva y se optó por mejorar la configuración de la controladora de la forma más eficaz.

Para realizar la modificación del tren de engranaje, se ha realizado un alargamiento del tubo procedente del tren de aterrizaje utilizando un tubo regulable permitiendo el ajuste en el eje Y del tren de aterrizaje. Este tipo de tren de aterrizaje dispone de la misma altura que el diseño anterior. En la figura 318 se puede observar la modificación del tren de aterrizaje:



Figura 318. Modificación del tren de aterrizaje.

11.3. CONCLUSIONES.

Debido a la falta de conocimiento en el ámbito electrónico de los UAV y la poca experiencia a la hora de pilotar una aeronave, en unos de los ensayos sin carga aplicada el hexacóptero sufrió una colisión contra la superficie e incluso causó daños humanos al piloto. Esta colisión causó la ruptura de algunos soportes de los motores y alguna hélice.

Debido al factor económico, se contactó con la empresa RCOcio para solicitar las piezas de recambio y pedir consejo en el ámbito electrónico. Dicha empresa nos ofreció las piezas gratuitamente con la condición de promocionarles en el ámbito universitario debido a que la configuración implantada, tanto de componentes como de la electrónica, no era la más recomendable y podía poder en juego la seguridad del piloto.

Por lo tanto, dicha empresa nos ayudó con la configuración y debido a la configuración y a una negligencia humana, el técnico sufrió un accidente grave. Por dichos motivos, se optó por no realizar ningún ensayo para garantizar la seguridad del piloto y de las personas que están colaborando con el proyecto.

12. MEJORAS DE DISEÑO

En este apartado se citaran todas las mejoras de diseño que se podrían realizar en este proyecto. Se pueden dividir en dos secciones: mecánicas y electrónicas.

MEJORAS MECÁNICAS

- Mejorar el tren de aterrizaje por uno más robusto por si el dron se desestabiliza o el terreno es irregular.
- Diseñar y construir una cápsula que proteja todos los componentes electrónicos de una posible colisión e incluso de las condiciones atmosféricas.
- Disponer de un equipamiento adecuada para la simulación de deformación de las galgas extensiométricas, como por ejemplo, una bancada pensada para el acople de los brazos del dron solicitándolos a flexión.
- Disponer de un mayor capital para la adquisición del sistema georadar.
- Utilización de hélices de fibra de carbono que presenten una mayor resistencia al impacto.
- Diseño la estructura en CAD a las funcionalidades y objetivos del trabajo y poder realizar una impresión en 3D.
- Diseño y construcción de una estructura tipo *Gimball* para que el sistema georadar quede siempre paralelo a la superficie.
- Utilizar motores con menor revolución por minuto y con mayor par.

MEJORAS ELECTRÓNICAS

- Batería de mayor capacidad o poner dos o más en paralelo para aumentar la autonomía.
- Utilizar motores de hexacóptero que proporcionen el empuje necesario a unas condiciones de trabajo óptimas.

- Implementar una controladora más potente que disponga de más canales para añadirle diferentes periféricos (Gimball, GPS, etc).
- Utilizar un mando FPV, el cual permite visualizar el vuelo del dron mediante una pantalla.
- Utilizar una controladora de vuelo más potente que la CC3D ya que para la envergadura de este dron se queda un poco limitada. Para ello, una solución de mejora es implantar una controladora que disponga de más canales y de un mejor procesamiento de las señales, como por ejemplo APM o NAZA.
- Disponer a tiempo real los diversos consumos y amperajes de los motores para su correcto funcionamiento.

13. PRESUPUESTO FINAL

En este apartado se presentará el estudio económico del proyecto. En el estudio económico del proyecto se detallará los costes de todo el material utilizado así como los costes generados al coste humanos, es decir, a las horas dedicadas a la elaboración del proyecto.

13.1. COSTE DE MATERIAL

En este coste se han incluido todos los materiales y componentes que se utilizaron para desarrollar el proyecto. Seguidamente se muestra el coste material del proyecto:

Componente	Características	Unidades	Precio unitario	Gastos de envío	Precio total
Batería	6S 5000 mAh 20C	1	55,00 €	0,00 €	55,00 €
Motor	EMP N3548-05 790Kv 850W	6	32,00 €	0,00 €	192,00 €
ESC	HobbyWing Skywalker 60A con UBEC	7	15,59 €	0,00 €	109,13 €
Hélices	Hélice APC 12x7 (Inversa)	4	6,00 €	0,00 €	24,00 €
	Hélice APC 12x7	3	6,00 €	0,00 €	18,00 €
Mando+Receptor	Flysky FS-i6 AFHDS 2A 2.4GHz 6CH	1	65,90 €	0,00 €	65,90 €
Pegamento	Fija tornillos	1	4,50 €	0,00 €	4,50 €
Avisador batería	SalvaLipo 2S-8S	1	GRATIS	0,00 €	0,00 €
Cargador batería	SKYRC E6	1	36,00 €	0,00 €	36,00 €
PBD con conectores	Placa de distribución de corriente para hexacóptero con conector T-Dean	1	7,90 €	0,00 €	7,90 €
Controlador de vuelo	OpenPilot CC3D	1	22,00 €	0,00 €	22,00 €
Estructura	Tarot FY680S Iron Man	1	150,00 €	5,90 €	155,90 €
Listón de contrachapado	Dimensiones: 1200x400 mm	1	8,15 €	0,00 €	8,15 €
Listón de balsa	Dimensiones: 1000x100 mm	2	4,60 €	0,00 €	9,20 €
Tornillos para madera	Tipo: 2x20mm	1	3,30 €	0,00 €	3,30 €
Adhesivo para madera	Cola blanca	1	2,50 €	0,00 €	2,50 €
Loctite 495	Adhesivo para galgas	1	27,12 €	0,00 €	27,12 €
Ventosas	Ventosas BILSING	4	3,87 €	0,00 €	15,48 €
Galgas extensiométricas	RS Pro N11MA512023	5	11,00 €	0,00 €	55,00 €
ESC de repuesto	HobbyWing Skywalker 60A con UBEC	1	15,59 €	0,00 €	15,59 €
Goma EVA	Goma para la parte superior del georadar	1	0,75 €	0,00 €	0,75 €
Bridas	Fijación de los elementos del dron	1	2,00 €	0,00 €	2,00 €
Cinta de doble cara	-	1	0,75 €	0,00 €	0,75 €

Escuadras nerviada	-	4	2,50 €	0,00 €	10,00 €
Arandela fijación	-	4	2,50 €	0,00 €	10,00 €
TOTAL					850,17 €

Figura 319. Coste material del proyecto.

13.2. COSTE HUMANO

Para realizar el coste humano del proyecto se ha fijado un coste por hora trabajada. El coste por hora fijado es de 30€.

El coste humano referente a las horas dedicadas a la elaboración del proyecto se muestra en la figura 320:

Concepto	Horas	Total
Documentación	140	4.200,00 €
Compra de componentes	35	1.050,00 €
Montaje del hexacoptero	60	1.800,00 €
Fabricación y acoplamiento del georadar	50	1.500,00 €
Programación	85	2.550,00 €
Simulación	70	2.100,00 €
Redacción	140	4.200,00 €
TOTAL		17.400,00 €

Figura 320. Coste humano del proyecto.

13.3. COSTE TOTAL

Finalmente, los costes totales del proyecto son visualizados en la figura 321:

Concepto	Coste total
Material	850,17 €
Coste humano	17.400,00 €
TOTAL	18.250,17 €

Figura 321. Coste total del proyecto excluyendo el georadar.

Atendiendo al objetivo del proyecto, en estos costes se deben añadir los costes generados en la adquisición del sistema georadar Mala 750 HDR y su correcta alimentación. En la figura 322 se puede visualizar los costes finales del proyecto:

Concepto	Coste total
Material	850,17 €
Coste humano	17.400,00 €
MALÅ GX750 HDR	25.000,00 €
Batería	150,00 €
TOTAL	43.400,17 €

Figura 322. Coste total, incluyendo el sistema georadar.

14. CONCLUSIONES

Al finalizar este trabajo final de grado se han logrado la mayor parte de objetivos marcados al inicio del mismo. En el apartado mecánico se ha conseguido verificar de manera empírica mediante el estudio de deformación de los brazos del dron con la utilización de galgas extensiométricas.

Los resultados obtenidos en el análisis teórico y en el análisis mediante elementos finitos (FEM) convergen con errores relativos muy pequeños. A la hora de realizar el montaje tanto del comparador, para medir la deflexión del brazo, como el montaje del conexionado de las galgas extensiométricas con el puente de Wheatstone y el amplificador, para medir la deformación en una zona determinada del brazo del dron se han obtenido resultados próximos a los teóricos, en lo que se refiere a error absoluto. El error relativo ha sido grande debido a la inestabilidad de la señal a la salida del amplificador. Esta señal recibe perturbaciones debidas a vibraciones y a ruidos externos que producen una variación grande en dicha señal. Aún y así se han obtenido resultados de la misma orden de magnitud que los resultados teóricos.

Además, se ha realizado un estudio aerodinámico utilizando el Teorema de la Cantidad de Movimiento muy extenso para conocer los requisitos mínimos que deben tener los motores seleccionados en los diferentes tipos de vuelo. Para validar dichos motores, se ha realizado otro estudio aerodinámico mediante el Teorema del Elemento de Pala a partir de las características de dicho motor y de las hélices seleccionadas, con un resultado satisfactorio.

Se ha conseguido una buena distribución de todos los componentes electrónicos, de alimentación y de telecomunicación del dron al colocarlos de manera accesible en la estructura inicial.

Debido a las necesidades técnicas del georadar para obtener datos de manera fiable ha sido necesario la colocación del dron en la parte inferior de la estructura. La geometría de dicho dispositivo ha supuesto la modificación del tren de aterrizaje del UAV. Se ha conseguido modificar de manera eficaz dicho tren de aterrizaje con la finalidad de aumentar la altura del dron respecto a la superficie.

Por otra parte, se ha logrado la familiarización con los componentes electrónicos que regulan y controlan las variables eléctricas para el correcto funcionamiento del dispositivo. Sin embargo, la falta de conocimiento en el ámbito electrónico ha supuesto que el control programado del dron no dé las garantías suficientes como para poder

realizar un estudio de vuelo del mismo con total seguridad y poder verificar la autonomía de vuelo a diferentes cargas del dron, así como verificar los datos obtenidos en el estudio teórico.

Debido al factor económico no se pudo realizar la inversión necesaria para obtener unos motores óptimos de dron, ya que se tuvo que optar por buscar motores compatibles de aeronaves que aseguraran la relación empuje/peso. Este factor también influyó en la no adquisición de un controlador más potente, con el cual se podría haber llevado a cabo una correcta programación de vuelo. Consecuentemente a estos factores, la estabilidad del dron sería mucho mayor con una inversión superior a la realizada.

Otro factor que ha influido de manera notoria en la no realización de los ensayos de vuelo para la verificación de la autonomía y la verificación de la relación empuje/peso, atendiendo a las características técnicas del georadar, es la falta de conocimientos y experiencia a la hora de pilotaje de aeronaves de tal envergadura. Primeramente, se intentó realizar las pruebas de pilotaje causando en uno de los ensayos daños severos en la estructura del dron e incluso daños personales en la persona que pilotaba dicho aparato. Debido a la falta de conocimiento y para garantizar la seguridad del piloto se estableció contacto con la empresa RCOcio, situada en Logroño.

Dicha empresa fue la que suministró los componentes del dron. Al presentarles la situación que no garantizaba la seguridad del piloto, nos ofrecieron de forma gratuita un pequeño curso de iniciación de pilotaje y configuración de estas aeronaves con tal de promocionar la empresa. En dicha configuración, el técnico que realizaba las pruebas de control sufrió un grave accidente debido a que la configuración no era la recomendada u óptima. Delante de este suceso, se acabó optando por no realizar las pruebas de vuelo, ya que el tiempo disponible era muy reducido y no se quería poner en entredicho la salud de los miembros del proyecto y de la gente que ha colaborado en el mismo.

Finalmente, se tiene una satisfacción personal por haber adquirido conocimientos en diferentes campos y poder haber podido verificar que, los conocimientos ya obtenidos a lo largo del grado puramente teóricos se asemejan a las pruebas empíricas realizadas. También es satisfactorio para los miembros de este proyecto el hecho de realizar un trabajo teórico y práctico y haber podido diseñar y construir un prototipo para una determinada aplicación. Gracias a este proyecto se ha ganado experiencia en el trato con proveedores de distinta índole y se han adquirido habilidades comerciales, especialmente de negociación.

15. BIBLIOGRAFÍA Y WEB GRAFÍA

En este apartado se citaran todas las referencias bibliográficas y electrónicas que se han consultado para la elaboración del proyecto.

15.1. BIBLIOGRAFÍA

- [1] **Mecánica de materiales.** México, Gere, James M.; Timoshenko, Stephen P.. 4a ed. México, 1998.
- [2] **Mecánica de fluidos.** Madrid, McGraw-Hill , White, Frank M. 6a ed. Madrid, 2008.
- [3] **Piloto de dron (RPAS).** España, Parainfo, 2.^a edición, 2016.

15.2. WEB GRAFÍA

- [1] **Principio de funcionamiento de un sistema georadar.** Empresa: Gestión y Auscultación de Infraestructuras.

Disponible en: <http://www.gestionyauscultacion.com/PDF/GEORRADAR.pdf>

- [2] **Principio de funcionamiento de un sistema georadar.** Empresa: GeoService Perú.

Disponible en: <http://www.gspperu.com/pdf/georadar.pdf>

- [3] **Mineos, los drones españoles que buscan minas en Bosnia,** España, Onemagazine, 6 de Diciembre de 2015.

Disponible en: <http://www.onemagazine.es/industria/drones/mineos-drones-espanoles-buscan-minas>

- [4] **Nueve personas al día son víctimas de minas antipersona,** España, Raquel García Solís, 6 diciembre de 2014.

Disponible en: <http://www.gatoflauta.com/tag/ranking-de-paises-numero-de-muertos-por-minas-antipersona/>

[5] **Mine Marker Drone for a better future**, USA, Pieter Hermans, 8 de Junio de 2015.

Disponible en: <http://www.uasevent.com/mine-marker-drone-for-a-better-future%E2%80%8A-%E2%80%8Awithout-landmines/>

[6] **Camcopter S-100 UAV**, Austria, AirForce-Technology.

Disponible en: <http://www.airforce-technology.com/projects/camcopters-100uav/>

[7] **La electrónica de vuelo**, España, Carlos Escura.

Disponible en: <http://vueloartificial.com/introduccion/primeros-pasos/la-electronica-de-vuelo/>

[8] **Historia de los drones [blog]**. España, Marco Bonelli.

Disponible en: <http://mundrone.blogspot.com.es/p/historia-de-los-drones.html>

[9] **Origen y desarrollo de los drones**. Valencia, Universitat de Valencia, 9 de Julio de 2015.

Disponible en: <http://drones.uv.es/origen-y-desarrollo-de-los-drones/>

[10] **Clasificación de los drones**. España, Areatecnologica.com.

Disponible en: <http://www.areatecnologia.com/aparatos-electronicos/drones.html>

[11] **Aplicaciones de los drones**. Granada, InteligenciaDynamics, 2012.

Disponible en: http://www.iuavs.com/pages/aplicaciones_y_usos

<http://www.fenercom.com/pdf/publicaciones/Los-Drones-y-sus-aplicaciones-a-la-ingenieria-civil-fenercom-2015.pdf>

[12] **Los Drones y sus aplicaciones a la ingeniería civil**. Madrid, Comunidad de Madrid, Volumen 1, 2015, pág.59-209.

Disponible en: <http://www.fenercom.com/pdf/publicaciones/Los-Drones-y-sus-aplicaciones-a-la-ingenieria-civil-fenercom-2015.pdf>

[13] **Componentes de un dron [blog]**. España, Droning, 19 de Octubre de 2014.

Disponible en: <https://droningpage.wordpress.com/2014/10/19/que-partes-componen-un-drone-multirotor/>

[14] **Quadcopter Design: X and H**. USA, Quadcoptersarefun.

Disponible en: <http://quadcoptersarefun.com/QuadcopterDesign.html>

[15] **Types of Multicopter [blog]**. USA, Oscar Liang, 25 de Octubre de 2013.

Disponible en: <https://oscarliang.com/types-of-multicopter/>

[16] **Ventajas e inconvenientes: Tri, cuad, hexa y octo -cóptero [blog]**. España, Alberto, 18 de Setiembre de 2011.

Disponible en: <http://diebotreise.blogspot.com.es/2011/09/eleccion-del-multicoptero.html>

[17] **How to Fly a Quadcopter – The Ultimate Guide**. USA, UAVCoach, 2015.

Disponible en: <http://uavcoach.com/how-to-fly-a-quadcopter-guide/>

[18] **Drone Definitions: Learning the Lingo of UAS**. USA, Jason Reagan, 29 de Setiembre de 2014.

Disponible en: <http://dronelife.com/2014/09/29/drone-definitions-learning-uas/>

[19] **Legislación UAV**. España, CATUAV, 2015.

Disponible en: <http://www.catuav.com/es/legislacion-uav>
<http://www.boe.es/boe/dias/2014/07/05/pdfs/BOE-A-2014-7064.pdf>

[20] **BOE núm. 163, 5 de julio de 2014**, pags. 52544; Ley 8/2014, 4 de julio, sobre Normativa UAV.

Disponible en: <http://www.boe.es/boe/dias/2014/07/05/pdfs/BOE-A-2014-7064.pdf>

[21] **Enemigos invisibles, campos de la muerte, las minas antipersonal**. España, Lucía Alonso Ollacarizqueta, nº 13, 1995.

Disponible en: <http://www.seipaz.org/minas.htm#Tipos>

[22] **Trabajo de Instrumentación Industrial: Galgas Extensiométricas**. Vicent Andreu Ciscar Martinez.

Disponible en:

http://www.infoplcn.net/files/documentacion/instrumentacion_deteccion/infoPLC_net_Galgas_extensiometricas.pdf

[23] ***Galgas extensiométricas: sus tipos y principios.*** Capítulo 3.

Disponible:

en:

http://catarina.udlap.mx/u_dl_a/tales/documentos/lim/tron_p_b/capitulo3.pdf

[24] ***Comportamiento mecánico del prototipo de una barra para estructuras neumáticas.*** Catalunya, UPC, Capítulo 4.

Disponible en:

<http://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/6229/06.pdf?sequence=7>

[25] ***Puente de Wheastone [blog].*** España, Noelia Gonazalez, 2010.

Disponible en:

https://noeliagonzaleztecnologia.files.wordpress.com/2010/04/puente_de.pdf

[26] ***Análisis Estructural: Teorema de Castigliano.*** Universidad de Antioquia, Carlos Alberto Riveros Jerez, 2004.

Disponible en:

http://ingenieria.udea.edu.co/~ingcivil/obras_civiles/Presentaciones/Clase%2004%20-%20Teorema%20de%20Castigliano.pdf (teorema de castigliano)

[27] ***Ingeniería Aeroespacial: Aerodinámica.*** Sevilla, Universidad de Sevilla, 2013.

Disponible en: <http://www.aero.us.es/>

[28] ***Ingeniería Aeroespacial: Aerodinámica.*** Madrid, Universidad Politécnica de Madrid.

Disponible en: <http://ocw.upm.es/ingenieria-aeroespacial>

https://commons.wikimedia.org/w/index.php?title=File%3ADise%C3%B1o_de_helic%C3%B3pteros_y_otras_aeronaves_diversas_-_Ingenier%C3%ADa_aeron%C3%A1utica_-_ETSEIAT_-_UPC.pdf

[29] ***Diseño de helicópteros y aeronaves diversas.*** España, ETSEIAT – UPC, Alejandro Roger, 2011.

Disponible en:

https://commons.wikimedia.org/w/index.php?title=File%3ADise%C3%B1o_de_helic%C3%B3pteros_y_otras_aeronaves_diversas_-_Ingenier%C3%ADa_aeron%C3%A1utica_-_ETSEIAT_-_UPC.pdf

[30] ***Definición de RPA, RPAS, UAV, UAS.*** Galicia, Instituto tecnológico de Galicia.

Disponible en: http://www.itg.es/?page_id=14762

[31] ***Perfil Aerodinámico empleados en Turbinas de Viento.*** Francisco M. González-Longatt, Enero de 2007.

Disponible: <http://fglongatt.org/OLD/Reportes/RPT2007-01.pdf>

[32] **Teoría del elemento Pala.** Madrid, Universidad Politécnica de Madrid. Miguel A. Barcala Montejano.

Disponible en:

<http://ocw.upm.es/ingenieria-aeroespacial/helicopteros/contenidos/material/tep-vva>

[33] **Propiedades de los perfiles NACA.**

Disponible en: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23015-il#polars>

[34] **DISEÑO AERODINÁMICO DE WINGLETS PARA EL AVION CESSNA.** Bogotá, Alberto Jose Caicedo Smit (UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA), 2011.

Disponible en:

[http://bibliotecadigital.usbcali.edu.co/jspui/bitstream/10819/1723/1/disen_o_winglets_caicedo_2011.pdf](http://bibliotecadigital.usbcali.edu.co/jspui/bitstream/10819/1723/1/disen%C3%B3_aerodin%C3%A1mico_winglets_caicedo_2011.pdf)

[35] **Aeronaves y Vehículos Espaciales: Tema 4 – Aerodinámica del Avión.** Sergio Esteban Roncero, Universidad de Sevilla, 2009-2010.

Disponible en: [http://aero.us.es/AVE/archivos/Y0910/Tema4_parte1\(WEB\).pdf](http://aero.us.es/AVE/archivos/Y0910/Tema4_parte1(WEB).pdf)

[36] **Los PID desde un punto de vista matemático.** Chile, DronesDeCarreras.

Disponible en: <http://dronesdecarreras.com/los-pid-desde-un-punto-de-vista-matematico-by-cameracopter/>

[37] **PID para Cuadricópteros.** Chile, DronesDeCarreras.

Disponible en: <http://dronesdecarreras.com/pid-para-cuadricopteros-que-es/>

[38] **Controlador PID.** España, Wikipedia, 23 de Mayo del 2016.

Disponible en: https://es.wikipedia.org/wiki/Controlador_PID

[39] **Controladores PID.** Argentina, Virginia Mazzone, 2002.

Disponible en:

<http://www.eng.newcastle.edu.au/~jhb519/teaching/caut1/Apuntes/PID.pdf>

[40] **Modos de vuelo de un multirrotor [blog].** Chile, DronesDeCarreras, 4 de Agosto de 2015.

Disponible en: <http://dronesdecarrera.cl/foro/index.php?topic=50.0>

[41] **GPS Flight modes.** USA, Laurent Lalanne, 19 de Junio de 2016.

Disponible en: <https://librepilot.atlassian.net/wiki/display/LPDOC/GPS+Flight+modes>

[42] **Configuración de la CC3D.** Chile, DronesDeCarreras.

Disponible en: <http://dronesdecarreras.com/configura-tu-cc3d-segunda-parte/>

[43] **Configuración de la CC3D.** España, DroneFPVBox, 31 de Agosto de 2015.

Disponible en: <http://dronefpvbox.com/configuracion-basica-cc3d-openpilot-paso-a-paso>

[44] **Leyes de semejanza de los ventiladores [UNE 100-230-95].** Europa, UNE.

Disponible en: <http://www.solerpalau.es/es-es/hojas-tecnicas-leyes-de-los-ventiladores/>